



**VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ**

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

**FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ**

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

**LETECKÝ ÚSTAV**

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**HISTORICKÝ VÝVOJ RAKETOVÝCH MOTORŮ**

HISTORICAL DEVELOPMENT OF ROCKET ENGINES

**BAKALÁŘSKÁ PRÁCE**

BACHELOR'S THESIS

**AUTOR PRÁCE**

AUTHOR

Dávid Šima

**VEDOUCÍ PRÁCE**

SUPERVISOR

doc. Ing. Miloslav Petrásek, CSc.

BRNO 2021

# Zadaní bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav  
Student: **Dávid Šima**  
Studijní program: Strojírenství  
Studijní obor: Základy strojního inženýrství  
Vedoucí práce: **doc. Ing. Miloslav Petrásek, CSc.**  
Akademický rok: 2020/21

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

## Historický vývoj raketových motorů

### Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Základním cílem je zpracovat přehled o historickém vývoji raketových motorů od období prvního použití ve starověké Číně po současnost, rozvést možnosti jejich současného využití jak v civilní oblasti tak v armádě a naznačit některá perspektivní řešení raketových motorů pro budoucnost. V závěru pak z různých hledisek vyhodnotit současný stav a další perspektivy vývoje.

### Cíle bakalářské práce:

1. Význam raketových motorů a základní principy jeho fungování
2. Základní klasifikace raketových motorů
3. Historický přehled vývoje RM od starověké Číny po 19. století
4. 20. století jako období prudkého rozvoje ve vývoji a využití RM
5. Využití RM v kosmickém výzkumu i v armádě
6. Moderní trendy ve vývoji RM
7. Vlastní zhodnocení současného stavu ve vývoji RM motorů jak z hlediska vývoje, technologií, výzkumu, politického, ekonomického i vojenského

### Seznam doporučené literatury:

- KUSÁK J., LUDVÍK, F.: Raketová technika (Raketové motory), učebnice, Univerzita Pardubice, 2004.
- LUDVÍK, F.: Raketová technika (Raketové motory), S-883/3, VA v Brně, 2003.
- LEJČEK, L.: Komické pohony, soubor prezentací ČVUT Praha.
- KONEČNÝ, P., LUDVÍK, F.: Rakety I (motory na tuhé pohonné hmoty) U-1153/1 VA v Brně, 1998.

KONEČNÝ, P., LUDVÍK, F. Rakety I (motory na tuhé ohonné hmoty) U-1153/1 VA v Brně, 2001.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2020/21

V Brně, dne

L. S.

.....  
doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.  
ředitel ústavu

.....  
doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.  
děkan fakulty

## Abstrakt

Táto bakalárska práca je rešeršou zaoberajúcou sa historickým vývojom raketových motorov a ich využití na raketových nosičoch. Práca je rozdelená do ôsmich častí. V prevej časti sa zaoberá princípom fungovania reaktívneho pohybu a odvodeniu Ciolkovského rovnice. V druhej časti sú zapracované chemické pohonné systémy a ich rozdelenie. Tretia časť sa zaoberá historickým vývojom od starovekej Číny až po obdobie pred druhou svetovou vojnou. Štvrtá časť sa zaoberá obdobím druhej svetovej vojny a najmä raketovým vývojom v Nemecku počas vojny. Piata časť sa zaoberá najmä raketovými motormi používaných pri kozmickom výskume USA, Ruska, Japonska, Európskej Vesmírnej Agentúry, Indie a Číny. V šiestej časti sa zaoberá raketovými motory súkromných spoločností, ktoré vznikli začiatkom 21. storočia. Siedma časť sa zaoberá raketovými motormi typu aerospike a posledná ôsma časť sa zaoberá fyzikálnymi pohonmi.

## Kľúčové slová

Raketový motor, vývoj raketových motorov, cyklus, kvapalné pohonné látky, chladenie, pohon, spaľovacia komora

## Abstract

This bachelor's thesis is dealing with the historic development of rocket engines and their use on rocket carriers. The work is divided into eight parts. The first part describes the principle of operation of reactive motion and derivation of the Ciolkovskij equation. The second part describes historical development from ancient China to the period before World War II. The fourth part describes the Second World War and especially the missile development in Germany during the war. The fifth part describes mainly rocket engines use in space research of the USA, Russia, Japan, the European Space Agency, India and China. The sixth part describes rocket engines of private companies which were founded in the early 21. century. The seventh part describes aerospike rocket engines and the last part describes physical engines.

## Keywords

Rocket engine, development of rocket engines, cycle, liquid propellant, cooling, propulsion, combustion chamber

## **Bibliografická citácia**

ŠIMA, Dávid. *Historický vývoj raketových motorů* [online]. Brno, 2021 [cit. 2021-05-16]. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/132627>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Miloslav Petrásek.

## Čestné prehlásenie

Prehlasujem, že som túto bakalársku prácu na tému *Historický vývoj raketových motorov* vypracoval samostatne, pod vedením doc. Ing. Miloslava Petráska, CSc., s použitím literatúry a ďalších podkladov uvedených v zozname použitej literatúry.

V Brne .....

.....

Dávid Šima

## **Pod'akovanie**

Chcel by som sa pod'akovať vedúcemu tejto bakalárskej práce doc. Ing. Miloslavovi Petráskovi, CSc. za jeho vedenie, cenné rady a ochotu. Veľké ďakujem patrí rodine, priateľke, kamarátom a známym, ktorí ma podporovali počas celého môjho štúdia.

# Obsah

Úvod.....	10
1. Raketové motory .....	11
1.1. Princíp fungovania reaktívneho pohonu.....	11
2. Chemické pohonné systémy .....	13
2.1. Raketové motory na TPL.....	13
2.2. Raketové motory na KPL .....	15
2.2.1. Pretlakový cyklus.....	16
2.2.2. Expanzný cyklus .....	16
2.2.3. Otvorený cyklus .....	17
2.2.4. Uzavretý cyklus .....	17
2.3. Hybridné raketové motory.....	18
3. Historický vývoj.....	18
3.1. Staroveká Čína.....	18
3.2. Rozšírenie rakiet v Eurázii .....	20
3.3. Počiatok moderných raketových motorov .....	22
3.3.1. USA.....	23
3.3.2. Nemecko .....	25
3.3.3. ZSSR.....	27
4. Druhá svetová vojna.....	29
5. Raketové motory používané v rôznych krajinách sveta.....	33
5.1. Raketové motory používané v ZSSR (Rusku).....	33
5.1.1. Motory používané v raketovej rodine R-7 .....	33
5.1.2. Motory používané v raketovej rodine Kosmos .....	36
5.1.3. Motory používané v raketovej rodine Proton .....	38
5.1.4. Ďalšie raketové motory .....	40
5.2. Raketové motory používané v USA .....	42
5.2.1. Motory použité na prvej generácii rakiet.....	43
5.2.2. Motory používané v raketovej rodine Thor .....	45
5.2.3. Motory používané v raketovej rodine Delta .....	46
5.2.4. Motory používané v raketovej rodine Atlas.....	47
5.2.4. Motory používané v raketovej rodine Titan.....	51
5.2.5. Raketové motory použité na rakete Saturn V .....	53
5.2.6. Motory použité na raketopláne Space Shuttle .....	55
5.3. Raketové motory používané v Európe.....	57
5.3.1. Motory použité na rakete Diamant .....	57



5.3.2. Motory použité v raketovej rodine Ariane.....	57
5.4. Raketové motory používané v Japonsku .....	60
5.4.1. Motory použité v raketovej rodine N.....	60
5.4.2. Motory použité v raketovej rodine H.....	61
5.5. Raketové motory používané v Indii.....	63
5.6. Raketové motory používané v Číne.....	64
5.6.1. Motory použité na raketovej rodine Dlhý pochod (CZ) .....	64
6. Raketové motory súkromných spoločností .....	67
6.1. Raketové motory SpaceX .....	67
6.1.1. Raketové motory Merlin .....	67
6.1.2. Raketový motor Raptor .....	69
6.2. Raketové motory Blue Origin.....	70
6.2.1. Raketové motory Blue Engine (BE) .....	70
6.3. Raketové motory spoločnosti Rocket Lab.....	71
6.3.1. Raketový motor Rutherford .....	71
7. Raketový motor typu aerospike.....	72
8. Fyzikálne druhy pohonu.....	74
Záver.....	76
Zdroje .....	78

# Úvod

Vznik prvých rakiet je zahalený rúškom tajomstva. Je len približne známe ako vznikli prvé rakety, ale čo sa s určitosťou dá povedať je, že vznikli práve v Číne. Číňania ako prví použili rakety na vojenské účely. Jednalo sa o šípy, ktoré boli poháňané jednoduchou formou raketového motora na tuhé pohonné látky. Postupným rozšírením rakiet po svete, došlo k vylepšeniu pohonnej látky a samotnej konštrukcií rakiet. Na prelome 19. a 20. storočia odvodil K. E. Ciolkovskij svoju rovnicu, ktorá objasnila princíp reaktívneho pohonu. Došlo sa aj k tomu, že kvapalné látky budú lepšie pohonné látky z energetického hľadiska. Až nakoniec v druhej polovici 20. rokov 20. storočia, vykonal Robert Goddard statickú skúšku raketového motora a aj prvý let rakety na kvapalné pohonné látky. Vývoj nových raketových motorov je spojený s vývojom nových a väčších rakiet. Toto sa ukázalo počas druhej svetovej vojny, keď Nemci vyvinuli prvú balistickú raketu na svete V-2. Po vojne tu bola hrozba atómových zbraní, ktoré mohli byť pomocou nových rakiet dopravované hoci kam na svete. Toto obdobie je aj charakteristické vesmírnymi pretekmi medzi USA a ZSSR. Počas vesmírnych pretekov nastal najväčší vývoj nových raketových motorov, ktoré dokázali dostať prvého človeka do vesmíru a na Mesiac. Vývoj nastal v konštrukcií a v pohonných látkach.

Cieľom bakalárskej práce je zoznámiť čitateľa s princípom reaktívneho pohonu, základným rozdelením chemických raketových motorov a poskytnúť mu historický prehľad vývoju raketových motorov. Historický vývoj je po druhej svetovej vojne spojený s vesmírnym výskumom. Preto som do svojej bakalárskej práce zahrnul raketové nosiče s prehľadom jednotlivých raketových motorov. Okrajovo sú spomenuté súkromné spoločnosti, motory typu aerospike a fyzikálne pohony.

# 1. Raketové motory

Raketové motory sú pohonné jednotky pracujúce na princípe reaktívneho pohonu. Ich činnosť nezávisí na okolitom prostredí, keďže si palivo a okysličovadlo vezú so sebou v zásobníkoch a tým pádom, môžu fungovať aj vo vákuu. Ich využitie je najmä v kozmickom výskume a v armáde.

Princíp pohybu je založený na výtoku expandujúcich spalín z Lavalovej dýzy vysokou rýchlosťou a pod vysokým tlakom, čoho reakciou je pohyb v opačnom smere. Princíp pohybu teda vychádza zo zákona akcie a reakcie [1].

Najrozšírenejšie sú chemické pohonné systémy, ktoré sú na báze chemických reakcií.

## 1.1. Princíp fungovania reaktívneho pohonu

Na konci 19. storočia ruský vedec K.E. Ciolkovskij odvodil zo zákona zachovania hybnosti základnú diferenciálnu rovnicu (1), ktorá vyjadruje prírastok rýchlosti  $dv$  (m/s) v závislosti na výtokovej rýchlosti plynov  $w$  (m/s), okamžitej hmotnosti rakety  $m$  (kg) a na zmene hmotnosti rakety spotrebovaním paliva  $dm$  (kg) [2].

$$dv = -w \cdot \frac{dm}{m} \quad (1)$$

Po vydelení základnej diferenciálnej rovnice odpovedajúcim časovým úsekom  $dt$  (s) získavame zrýchlenie rakety  $a$  ( $m/s^2$ ) (4). Z Newtonového druhého zákona vieme, že sila sa rovná súčinu zrýchlenia a hmotnosti, čo nám dáva ťah motora  $P$  (N) (5) [2].

$$dv = -w \cdot \frac{dm}{m} \quad /dt \quad (2)$$

$$\frac{dv}{dt} = -w \cdot \frac{dm}{m} \cdot \frac{1}{dt} \quad (3)$$

$$a = -w \cdot \frac{dm}{m \cdot dt} \quad (4)$$

$$P = a \cdot m = -\frac{w \cdot dm}{dt} \quad (5)$$

Ako vyplýva z rovnice (5), tak ťah motora je závislý na výtokovej rýchlosti plynov a derivácií  $dm/dt$ , ktorá predstavuje hmotnosť plynov, ktoré prejdú za jednotku času dýzou. Nazývame tiež ako sekundová spotreba pohonných hmôt ( $kg/s$ ). Ťah motora je tiež závislý na

tlaku prostredia. Preto sa niekedy uvádza ťah motora nad hladinou mora a vo vákuu [2].

Vo vákuu je ťah motora vždy väčší, pretože spaliny vytekajúce dýzou nemusia prekonávať tlak okolitého vzduchu [3].

Integráciou pôvodnej diferenciálnej rovnice (1) a následnými úpravami získame Ciolkovského rovnicu (8).

$$\int_{v_i}^{v_f} dv = -w \cdot \int_{m_i}^{m_f} \frac{1}{m} dm \quad (6)$$

$$v_f - v_i = w \cdot \ln\left(\frac{m_i}{m_f}\right) \quad (7)$$

$$v_{char} = w \cdot \ln\left(\frac{m_i}{m_f}\right) \quad (8)$$

Ciolkovského rovnica (8) vyjadruje prírastok rýchlosti, tiež nazývaný ako charakteristická rýchlosť rakety. Charakteristická rýchlosť je závislá na výtokovej rýchlosti  $w$ , pomeru počiatočnej hmotnosti  $m_i$  (kg) a koncovej hmotnosti  $m_f$  (kg) rakety. Tento pomer nazývame Ciolkovského číslo rakety a značíme ho  $C = (m_i/m_f)$ . Je vidieť, že čím vyššie je Ciolkovského číslo a čím vyššia je výtoková rýchlosť, tým je aj charakteristická rýchlosť väčšia. Toto ale platí pre prípad, kedy je tlak vytekajúcich plynov rovný okolitému tlaku. Preto sa používa namiesto výtokovej rýchlosti  $w$ , špecifický impulz  $I_{sp}$  (N · s/kg) alebo  $v$  (s) pri rozdielnych tlakoch, ktorý predstavuje veľkosť ťahu motora pri spotrebovaní jedného kilogramu pohonných hmôt za sekundu. Z toho nám vyjde upravená Ciolkovského rovnica (9) pre jednostupňovú raketu [2].

$$v_{char} = I_{sp} \cdot \ln(C) \quad (9)$$

Pre viacstupňovú raketu platí tiež Ciolkovského rovnica, len treba sčítat' jednotlivé hmotnostné pomery jednotlivých stupňov. Treba dať pozor pri určovaní hmotností. K počiatočnej hmotnosti a koncovej hmotnosti jednotlivých stupňov treba pripočítat' hmotnosť všetkých vyšších stupňov [2].

Výsledná charakteristická rýchlosť je vždy väčšia, než akú rýchlosť dosiahneme. Výsledná rýchlosť je menšia z dôvodu pôsobenia gravitácie a aerodynamického odporu.

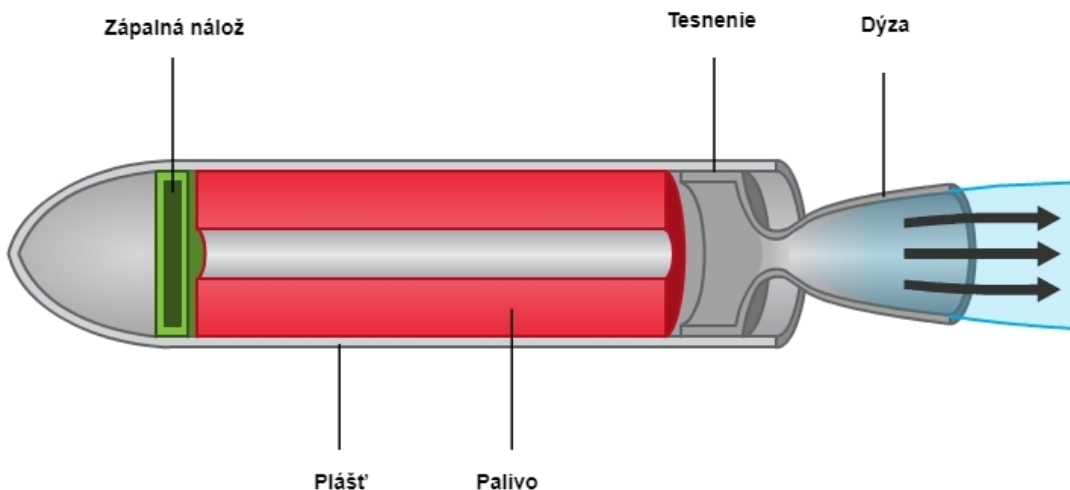
## 2. Chemické pohonné systémy

Chemické pohonné systémy fungujú na princípe získavania energie z horenia alebo rozkladu chemických zlúčenín. Rozdeľujeme ich podľa skupenstva pohonných hmôt na:

- Raketové motory na tuhé pohonné látky (TPL)
- Raketové motory na kvapalné pohonné látky (KPL)
- Hybridné raketové motory

### 2.1. Raketové motory na TPL

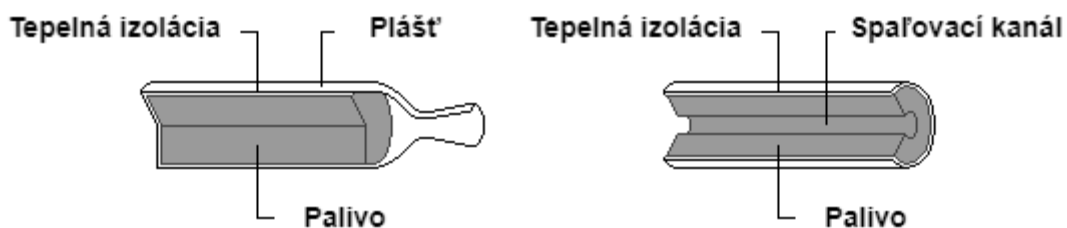
Raketové motory na TPL sú poháňané tuhým palivom, ktoré sa nachádza v spaľovacej komore, kde následne postupne horí.



Obr. 1 Schéma raketového motoru na TPL [4]

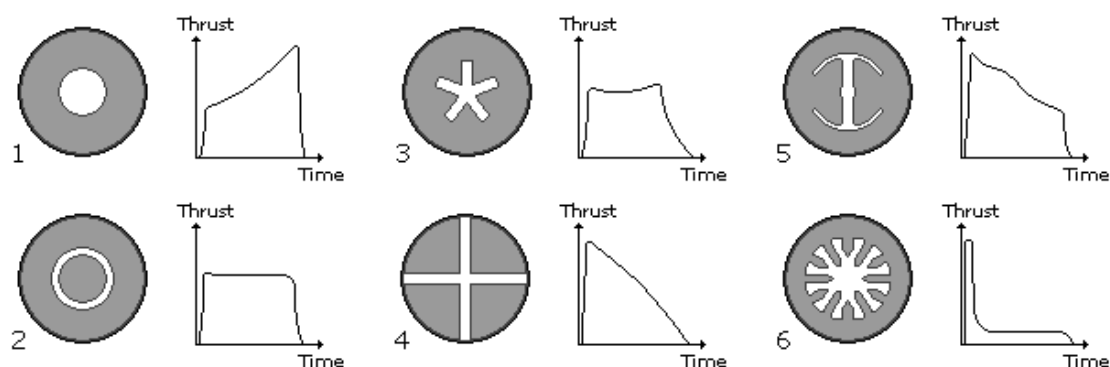
Konštrukcia raketových motorov na TPL je jednoduchšia oproti motorom na KPL. Napriek tomu je dôležité, aby plášť tvoriaci spaľovaciu komoru vydržal vysoké tlaky a teploty, ktoré vznikajú pri horení paliva. Preto sa na vnútornom povrchu plášťa nachádza tepelná izolácia. Podobne ako plášť aj dýza musí vydržať vysoké teploty, preto je vyrobená z materiálov na báze grafitu. Palivo môže horieť dvoma spôsobmi a to čelne alebo v kanáli. Následne

rozlišujeme horenie progresívne (povrch náplne sa pri horení zväčšuje) a degresívne (povrch náplne sa pri horení zmenšuje) [5].



Obr. 2 Schéma raketového motoru s čelným horením paliva (vľavo) a horením v kanále (vpravo) [6]

Ťah motoru nie je možné regulovať, ale v čase sa môže meniť a to je dané tvarom náplne. Čiže čím väčšia plocha pohonných látok horí, tým je ťah väčší. Dôvodom je, že za sekundu sa spáli viac hmoty ( $kg$ ).



Obr. 3 Priebeh ťahu motoru v závislosti na čase, daný tvarom náplne [6]

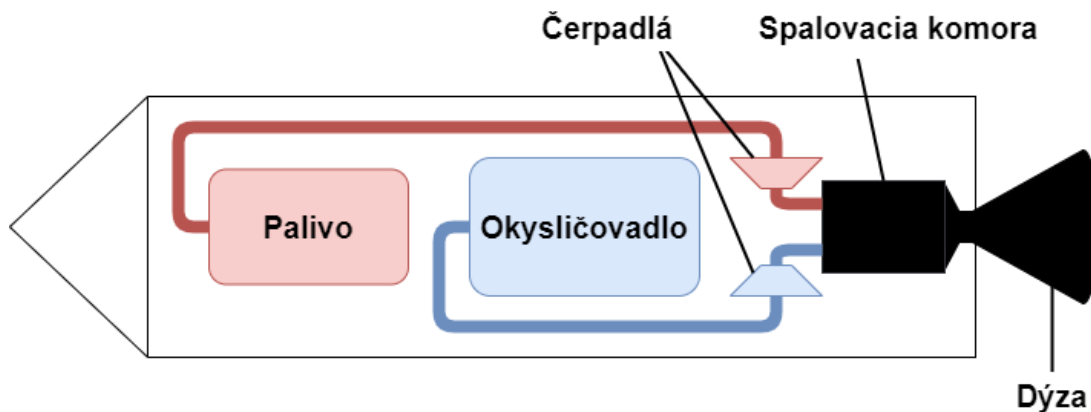
Najväčšou nevýhodou raketových motorov na TPL je nemožnosť regulovania ťahu. Majú nižší špecifický impulz a takmer nemožné opätovné naštartovanie [5].

Medzi výhody patrí najmä jednoduchosť konštrukcie, spoľahlivosť a schopnosť okamžitého použitia [5].

Najväčšie využitie raketových motorov na TPL je vo vojenskom priemysle vďaka ich okamžitému použitiu. Sú to najmä rakety vzduch-vzduch, zem-vzduch, vzduch-zem a čiastočne rakety zem-zem. Ďalej sa používajú ako pomocné pohonné jednotky pri vzlete preťažených lietadiel. V kozmonautike je ich použitie v menších sondážnych raketách a ďalej ako pomocné štartovacie motory. Slúžia tiež, na navedenie družice na obežnú dráhu a ako brzdiace motory pre návratové moduly.

## 2.2. Raketové motory na KPL

Raketové motory na KPL sú poháňané najčastejšie palivom a okysličovadlom. Hovoríme o tzv. dvojzložkových palivách. Palivo a okysličovadlo sú dopravované do spaľovacej komory z nádrží, kde následne horia. Slúžia najmä ako pohonné jednotky v kozmonautike a tiež v zbraňových systémoch s veľkým dosahom [7].



Obr. 4 Schéma rakety na KPL

Výhodou raketových motorov na KPL je väčší špecifický impulz ( $2400 - 4000 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$ ) a ťah. Taktiež je možná regulácia ťahu, vypnutie a opätovné naštartovanie motorov, možnosť regeneratívneho chladenia spaľovacej komory alebo dýzy. Chladiacim médiom je palivo, ktoré prúdi v trubičkách nachádzajúcich sa na stene spaľovacej komory alebo na stene dýzy [8], [9].

Konštrukcia raketového motoru na KPL je omnoho zložitejšia ako motoru na TPL, čoho dôsledkom je aj nižšia spoľahlivosť. Dôvodom je dopravný systém paliva a okysličovadla z nádrží do spaľovacej komory.

Je potreba dodávať palivo a okysličovadlo do spaľovacej komory rýchlo a pod vysokým tlakom. Podľa spôsobu dopravy paliva a okysličovadla rozlišujeme cykly [9]:

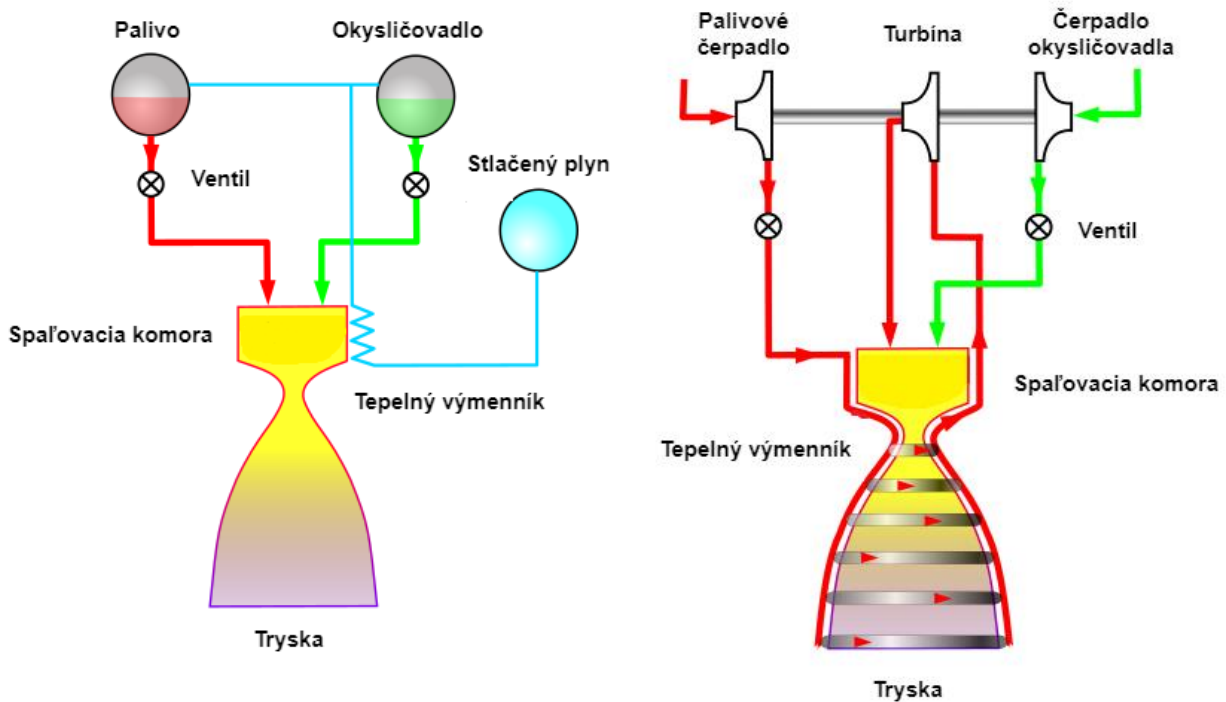
- Pretlakový cyklus
- Expanzný cyklus
- Otvorený cyklus
- Uzavretý cyklus

### 2.2.1. Pretlakový cyklus

Pri pretlakovom cykle sú palivo a okysličovadlo uskladnené pod vysokým tlakom, ktorý zaručuje dopravu látok do spaľovacej komory. Vysoký tlak zvyšuje nárok na pevnosť nádrží, čoho dôsledkom je väčšia hmotnosť konštrukcie. Preto sa pridáva oddelená nádrž so stlačeným plynom, ktorý slúži ako hnací plyn a ženie palivo a okysličovadlo do spaľovacej komory. Najčastejšie sa ako stlačený plyn používa hélium. Pri dlhom chode motora je nutný ohrev hnacieho plynu, ktorý sa adiabatickou expanziou ochladzuje. Na toto slúži tepelný výmenník, ktorý sa nachádza okolo spaľovacej komory. Tento cyklus je vhodný pre motory s malým ťahom, ktoré slúžia ako manévrovacie motory [10].

### 2.2.2. Expanzný cyklus

Tiež nazývaný ako cyklus s odparením jednej zložky. Palivo a okysličovadlo sú dopravované pomocou čerpadiel, ktoré sú poháňané turbínou. Turbína je poháňaná expandujúcim plynom, ktorý vzniká pri odparení jednej zložky. Odparenie prebieha v tepelnom výmenníku, ktorý sa nachádza okolo trysky. Pre potrebu odparenia jednej zložky sa používajú kryogenné palivá ako napríklad vodík, metán alebo propán. Expanzný cyklus sa používa najmä pri vyšších stupňoch rakiet [11].

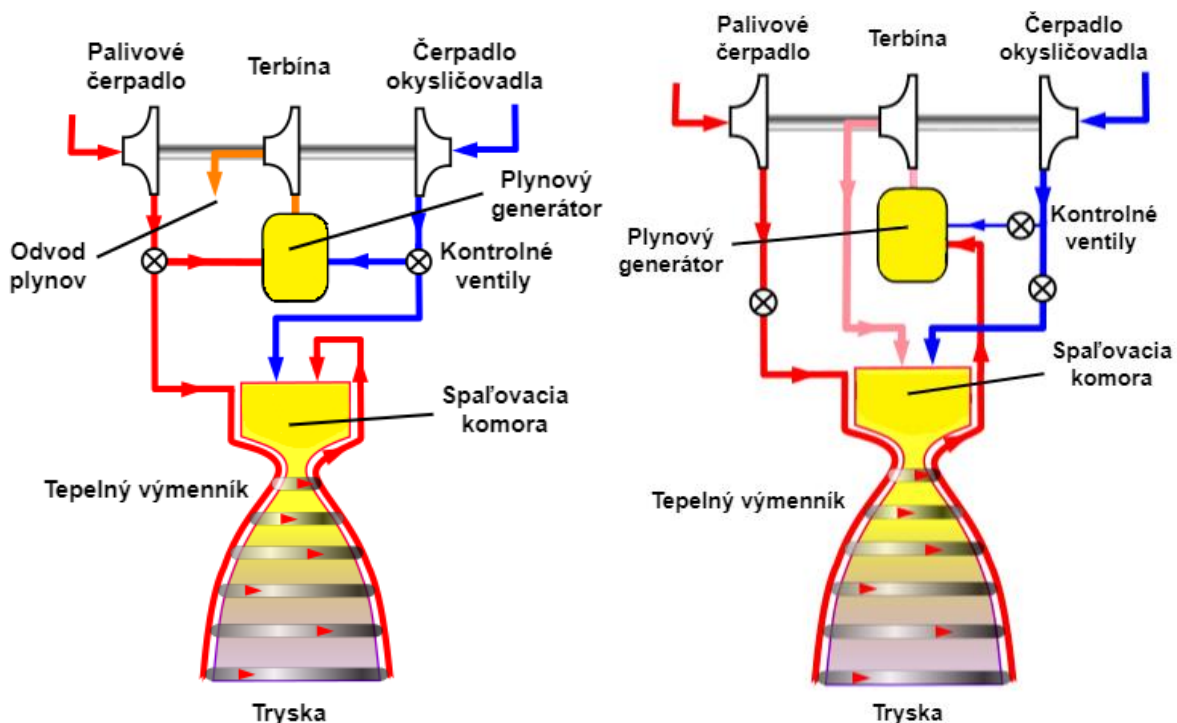


Obr. 5 Pretlakový cyklus (vľavo) a Expanzný cyklus (vpravo) [12], [13]



### 2.2.3. Otvorený cyklus

Pri otvorenom cykle sú pohonné látky a okysličovadlo dopravované do spaľovacej komory pomocou turbočerpadiel. Na ich pohon slúži plynový generátor v ktorom sa v určitom pomere spáli palivo a okysličovadlo. Následne vzniknuté spaliny roztáčajú turbínu, ktorá poháňa spomenutú dvojicu turbočerpadiel. Spaliny sú následne z turbíny odvedené do atmosféry malou dýzou. Odvedené spaliny sa ďalej nepodieľajú na generovaní ťahu, čoho dôsledkom je menší špecifický impulz. Tým, že sú spaliny odvedené do atmosféry, je ich konštrukcia o niečo jednoduchšia. Pri použití kryogénnych palív je možné využiť regeneratívne chladenie dýzy. Využívajú sa ako pohonné jednotky prvých stupňov rakiet [14].



Obr. 6 Otvorený cyklus (vľavo) a Uzavretý cyklus (vpravo) [15], [16]

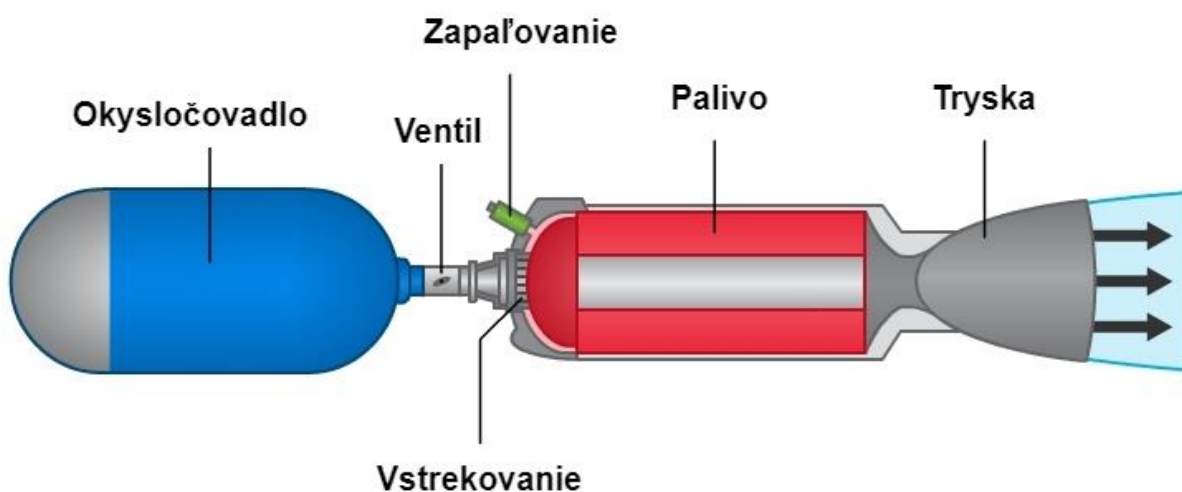
### 2.2.4. Uzavretý cyklus

Jedná sa o upravený otvorený cyklus pri ktorom je do plynového generátoru dopravované všetko palivo a časť okysličovadla v neoptimálnom pomere. V plynovom generátore zhorí len časť paliva a vzniknutý plyn obsahuje aj nezhorené palivo. Vzniknutý plyn následne roztáča turbínu na pohon turbočerpadiel. Plyn po tom čo opustí turbínu nie je odvedený do atmosféry (otvorený cyklus), ale smeruje do spaľovacej komory, kde nezhorené palivo obsiahnuté v plyne sa zmieša s okysličovadlom a dohorí. Výhodou uzavretého cyklu oproti otvorenému je, že plyn, ktorý vznikne v plynovom generátore sa tiež podieľa na tvorbe

ťahu. Zároveň zvyšuje tlak a teplotu v spaľovacej komore, čoho dôsledkom je vyššia hodnota ťahu a špecifického impulzu. Nevýhodou je zložitejšia konštrukcia [17].

## 2.3. Hybridné raketové motory

Hybridné raketové motory využívajú výhody motorov na TPL a KPL. V spaľovacej komore sa nachádza tuhé palivo s kanálom uprostred a okysličovadlo je uložené v nádrži v kvapalnom stave. To sa pomocou ventilu vpúšťa do spaľovacej komory, kde reaguje s palivom. Výhodou hybridných motorov je väčší špecifický impulz (až  $4500 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$ ). Je možná regulácia ťahu a opätovný reštart. Nie je potrebná zložitá sústava turbočeradiel ako pri raketových motoroch na KPL. Nevýhodou je väčšia hmotnosť spaľovacej komory [2], [8].



Obr. 7 Schéma hybridného raketového motoru [18]

## 3. Historický vývoj

### 3.1. Staroveká Čína

Vznik prvých rakiet nie je presne známi, ale prvé rakety vznikli pravdepodobne náhodou. V prvom storočí nášho letopočtu sa v Číne používala jednoduchá forma pušného prachu pri rôznych náboženských slávnostiach na tvorbu explózií. Bambusové trubice sa naplňali touto jednoduchou formou strelného prachu a je možné, že namiesto toho aby bambusová trubička vybuchla, tak poskakovala vďaka plynom, ktoré vznikali horením.

Následne Číňania začali experimentovať s trubičkami naplnenými strelným prachom. Postupne ich začali pripevňovať na šípy a vystreľovali ich pomocou lukov. Postupom času objavili, že trubičky naplnené strelným prachom sa dokážu vystreliť samé pomocou energie vzniknutej unikajúcimi plynmi. Tu už môžeme hovoriť o prvých skutočných raketách. Tieto prvé rakety sa podobali tým dnešným, ktoré sa používajú pri ohňostrojoch [19].



Obr. 8 Ilustrácia prvých čínskych rakiet [20]

Prvé použitie rakiet na vojenské účely sa uskutočnilo v roku 1232 v bitke pri Kai-Kengu (dnešný Peking). Číňania odrazili útok Mongolov pomocou salvy tzv. „šípov lietajúceho ohňa“. Tieto šípy sa skladali z trubičky naplnenej strelným prachom, ktorá sa pripevnila na dlhú drevenú tyč a z jednej strany bola uzavretá. Drevená tyč slúžila ako jednoduchý systém na udržanie daného smeru. Jednalo sa teda o jednoduchú podobu rakety na tuhé pohonné látky. Nie je známe ako veľmi efektívne tieto šípy lietajúceho ohňa boli po stránke sily výbuchu a jeho následkov, zato ich psychologický dopad na vojská nepriateľa bol nesmierne veľký [19].



Obr. 9 Ilustrácia odpalu šípu lietajúceho ohňa [21]

V polovici 14. storočia napísal vojenské pojednanie Huolongjing (manuál ohnivého draka) delostrelecký dôstojník Jiao Yu. V tomto vojenskom pojednaní sa spomína prvá viacstupňová raketa Huolongchushui (ohnivý drak vychádzajúci z vody), ktorá sa skladala

z bambusovej trubice na ktorú boli pripevnene štyri rakety slúžiace na pohyb vpred. Predtým než rakety vyhoreli, tak zapálili ďalšie rakety, ktoré sa nachádzali v bambusovej trubici. Tieto rakety následne vyleteli z dračej hlavy, ktorá sa nachádzala na jednej strane trubice a smerovali na nepriateľa, kde následne explodovali [22].



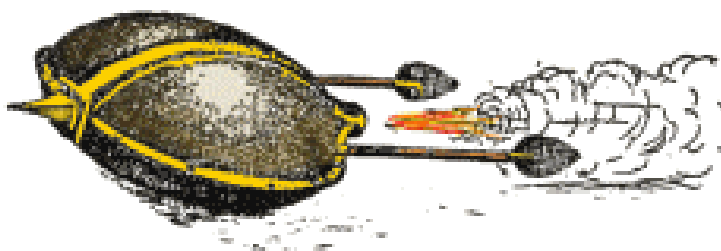
Obr. 10 Ohnivý drak vychádzajúci z vody [23]

### 3.2. Rozšírenie rakiet v Eurázii

Po bitke pri Kai-Kengu sa Mongoli inšpirovali Číňanmi a začali vyrábať svoje vlastné rakety. Tie následne použili pri výbojoch po Eurázii, čím sa zaslúžili o ich rozšírenie po celom kontinente. V roku 1241 nasadili Mongoli rakety v Európe, konkrétne v bitke pri Sliezskych Lehniciach proti Poliakom [24].

Do západnej Európy rozšírili znalosť o raketách najmä Arabi, ktorý pri svojich plavbách po Stredozemnom mori navštívili časti Európy a najmä hlavne Pyrenejský polostrov.

Medzi rokmi 1285 až 1295 napísal al-Hasana al-Rammáha svoje spisy, v ktorých sa objavuje pozemné torpédo s raketovým pohonom. S podobným zariadením sa stretla 7. križiacka výprava (1248-1254) pri útoku na mesto Dammiett, kde na nich bolo z druhého brehu rieky Níl vystrelené podobné zariadenie. Toto zariadenie sa odrazilo od brehu rieky a dopadlo k vojsku [24].



Obr. 11 Pozemné torpédo al-Hasana al-Rammáha [25]

V Európe od začiatku 13. storočia alchymisti zdokonaľovali pušný prach. V Anglicku sa strelným prachom zaoberal Roger Bacon, ktorý v roku 1260 napísal spis, v ktorom sa nachádzala pasáž o vylepšenom strelnom prachu. Táto vylepšená verzia strelného prachu zabezpečovala raketám väčší dolet. Čo bolo z pohľadu rakiet tej doby, pokrok vpred [24].

V Európe vznikali rôzne vojenské diela v ktorých sú spomínané aj rakety. V jednom z takýchto diel od Jeana Froissarta sa objavuje návrh na odpaľovanie rakiet z trubice, čo by umožňovalo jednoduchšie zamierenie a väčšiu presnosť. Jedná sa v tomto prípade o predchodcu dnešnej bazuky. V ďalších dielach sú rôzne návrhy pre plávajúce raketové torpéda, ale aj napríklad raketový vozík k búraníu opevnení. Svojimi nápadmi prispel aj Leonardo da Vinci. Na jednej jeho kresbe sa nachádza raketová strela so šípovou stabilizáciou [24].

Medzi rokmi 1529 až 1555 Conrad Hass zostrojil dvojstupňovú, trojstupňovú a aj štvorstupňovú raketu, ktoré otestoval aj za letu. V jeho diele sa nachádzajú nákresy spomenutých viacstupňových rakiet, ale aj rakety s delťovými stabilizátormi a zvonovitými tryskami [24].

Ďalšie významné dielo bolo od Onisima Michajlova napísané medzi rokmi 1607 až 1620. V ktorom odporúča aby sa v pohonnej látke vytvoril kanálik tak, ako to poznáme z rakiet na TPL a taktiež tu popisuje svoju úpravu raketovej náplne. Tá sa skladala z látky podobnej strelnému prachu do ktorého sa pridával piesok a ortuť. Obe látky slúžili na spomalenie intenzity horenia a tým čiastočne zabraňovali explózií spaľovacej komory [24].

V roku 1650 vydal poľský podplukovník Kazimierz Siemienowicz svoje dielo Veľké umenie delostrelecké, ktoré bolo v tej dobe a aj niekoľko rokov potom, považované za najlepšie dielo o raketách. Popisuje v ňom konštrukciu a stabilizáciu rakiet, ich vlastnosti, rôzne pohonné zmesi a tiež aj veľkosť kanálika v závislosti na veľkosti rakety [24].

Z pohľadu konštrukcie rakiet nastal významný pokrok v 18. storočí v Indii. Rakety sa tu začali konštruovať s kovovou spaľovacou komorou, čím sa mohli dosiahnuť vyššie tlaky

a teploty v spaľovacej komore. Ich dolet bol však len pár stoviek metrov a boli stabilizované bambusovou tyčou. Tieto rakety boli nasadené proti britským vojskám v Indii v rokoch 1792 a 1799 [24].

Vo Veľkej Británii sa začal zaujímať o rakety William Congreve potom, čo sa dozvedel o ich nasadení indickou armádou proti britským vojskám. William Congreve zostrojil niekoľko vlastných rakiet, ktoré boli používané aj v britskej armáde. Jeho rakety vychádzali konštrukčne priamo z tých indických a žiadnu významnú zmenu do konštrukcie nevniesol. Rozdiel bol len v modernejšej výrobe rôznych častí, napĺňanie rakiet pohonnou zmesou a železnú špičku nahradil za zápalnú hlavicu, a neskôr aj za trieštivú hlavicu [24].



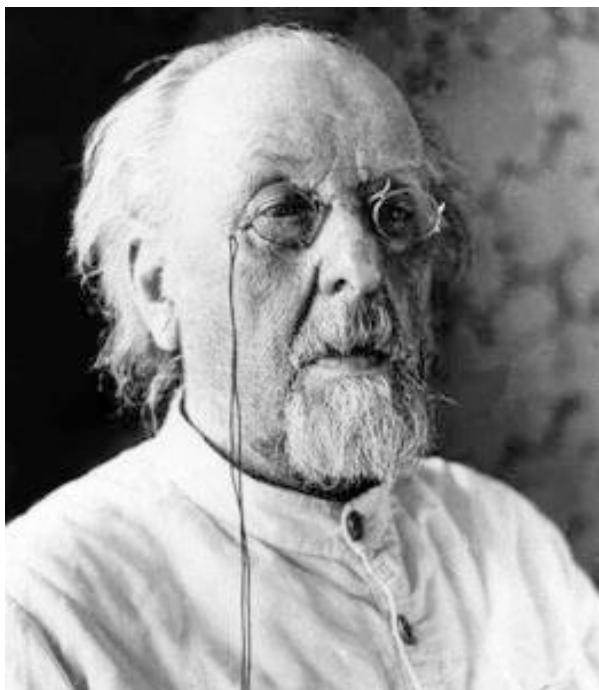
Obr. 12 Rakety Williama Congreva [26]

V 80. rokoch 19. storočia navrhol ruský vynálezca C. C. Neždanovskij dvojzložkový raketový motor na kvapalné pohonné látky. Ako palivo mali byť použité uhl'ovodíky a ako okysličovadlo kyselina dusičná alebo oxid dusičitý [24].

### 3.3. Počiatok moderných raketových motorov

V roku 1903 vydal Konstantin Eduardovič Ciolkovskij svoju prácu, v ktorej zhrňuje výsledky svojej práce. Vďaka svojej odvodenej rovnici dospel k rozhodnutiu, že najvýhodnejšou pohonnou látkou pre rakety nie je strelný prach ale kvapalné látky. Dôvodom tohto rozhodnutia bolo, že v raketových motoroch na KPL sa dajú spaľovať energeticky bohatšie látky. Ako príklad pohonných hmôt navrhol ako palivo kvapalný vodík a ako okysličovadlo kvapalný kyslík z dôvodu, že na jeden kilogram hmoty získaného pri reakcii sa uvoľní enormné množstvo energie [24].

K podobnej kombinácii paliva a oksyľčovadla dospel aj Robert Hutchings Goddard v roku 1909. V roku 1915 začal experimentovať s raketovými motormi na TPL pri ktorých meral výtokovú rýchlosť plynov a pre jej zvýšenie využil lavalovu dýzu. Pokusom z toho istého roku dokázal, že raketové motory fungujú aj vo vákuu [24].



Obr. 13 K. E. Ciolkovskij (vľavo) a R. H. Goddard (vpravo) [27], [28]

K dosiahnutiu väčších výtokových rýchlostí sa uvažovalo aj o fyzikálnych pohonoch namiesto chemických. Ciolkovskij a Goddard nezávisle od seba predložili návrh, aby sa ako energia na pohon využil rozpad atómov. Ďalším možným fyzikálnym pohon boli elektrické raketové motory. Zaoberali sa nimi medzi prvými Ciolkovskij a Goddard. Goddard vykonával prvé pokusy s iónovým raketovým motorom v rokoch 1916 – 1917, a v roku 1920 získal naň patent [24].

Počiatkom 20. rokov 20. storočia vznikali vo viacerých krajinách raketové spolky za podpory mecenášov, postupne sa členovia spolkov spájali a pokračovali vďaka finančnej podpore samotných štátov.

### **3.3.1. USA**

Začiatkom 20. rokov minulého storočia sa R. H. Goddard pripravoval na pokusy s raketovými motormi na KPL. Pre svoje prvé pokusy zvolil ako pohonné hmoty éter a kvapalný kyslík. Následne sa zaoberal horením v spaľovacej komore, reguláciou ťahu



a dopravou pohonných látok do spaľovacej komory. Najprv sa ich snažil dopravovať pomocou rôznych čerpadiel, ale nakoniec dospel k pretlakovému systému. Tieto prvé Goddardove raketové motory mali regeneratívne chladenú trysku a spaľovaciu komoru kvapalným kyslíkom. V roku 1925 prvý krát vykonal statickú skúšku raketového motora na KPL. Raketový motor pracoval na benzín a kvapalný kyslík. Pohonné látky boli pri tejto statickej skúške po prvý krát dopravované do spaľovacej komory pomocou čerpadla. Motor bol v chode 24 sekúnd a dosiahol ťah 54 N. Ďalšiu statickú skúšku raketového motora vykonal 20. januára 1926, ale oproti predošlej skúške boli teraz pohonné látky dopravované pretlakovým spôsobom. V tom istom roku 16. marca vykonal prvý krát let rakety s raketovým motorom na KPL. Let tejto rakety trval približne 2,5 sekundy a dosiahla výšku 18 metrov. Krátky let bol zapríčinený dierou v stene trysky, ktorá vznikla prepálením po štarte [24].



Obr. 14 R. H. Goddard s prvou raketou na KPL [29]

Medzi rokmi 1935 až 1936 R. H. Goddard vyvíjal nový raketový motor. Tento nový raketový motor mal byť väčší a výkonnejší so spaľovacou komorou o priemere 254 mm. Pohonné látky pre tento raketový motor ostali rovnaké ako pri predošlých testoch (benzín a kvapalný kyslík). S týmto raketovým motorom vykonal 10 statických skúšok pri ktorých menil rýchlosť, tlak a spôsob vstrekovania pohonných látok do spaľovacej komory. Pri týchto



statických skúškach dosiahol ťah až 3,5 kN. Tento motor využil pri svojej novej rakete, pri ktorej dopravoval látky pretlakovým spôsobom. Pri letových skúškach novej rakety sa stretával s problémom, pri ktorom sa mu prepaľovala spaľovacia komora. Po dôkladnom prešetrení dospel k záveru, že príčinou prepaľovania boli vzduchové bubliny, ktoré vznikali v palivovej sústave [24].

V roku 1937 sa Goddard zaoberal zvýšením ťahu motoru tým, že zvýši tlak v spaľovacej komore. Pri pokusoch zistil, že pri vysokom tlaku dosahoval ťah motoru takmer dvojnásobnú hodnotu oproti tomu, keď bol tlak nižší. Po skúškach na motore, ktorý bol trikrát menší ako motor ktorý testoval medzi rokmi 1935 – 1936 dosiahol rovnaký ťah [24].

Už od 20. rokov sa Goddard snažil skonštruovať ľahké a výkonné čerpadlo, ktoré by bolo použiteľné na rakete. Dôvodom jeho snahy o skonštruovanie čerpadla bol dôvod, aby odpadla potreba pretlakového systému s nádržami na stlačený plyn, teda zníženie hmotnosti celého systému. Nakoniec v roku 1935 otestoval čerpadlo, ktoré bolo schopné dopravovať palivo pod tlakom 3 MPa. Avšak k jeho pohonu slúžil dusík, ktorého spotreba bola omnoho väčšia ako pri pretlakovom systéme. Toto viedlo Goddarda ku vývoji plynového generátoru a odstredivého čerpadla. Tento systém nakoniec aj úspešne otestoval [24].

Nezávisle na Goddardovi fungovala v USA Americká raketová spoločnosť (ARS), ktorá ale prvé raketové motory na KPL začala testovať až po roku 1931. Neskôr začali experimentovať s rôznymi konštrukciami raketových motorov. Testovali hliníkový raketový motor, ktorý bol chladený vodou, neskôr aj železný a nerezový. Pri týchto testoch skúšali rôzne materiály, ako tepelnú izolačnú ochranu trysky [24].

Americká armáda sa najviac zaujímalala o raketové motory na tuhé pohonné látky. Pri statických skúškach testovali nitrocelulóзовé a nitroglycerínové náplne [24].

### **3.3.2. Nemecko**

V Nemecku vznikla Spoločnosť pre kozmické lety, ktorej členom bol aj Hermann Oberth, ktorý zostrojil svoj raketový motor na KPL a aj ho odskúšal v roku 1929. Oberthov raketový motor bol podobne ako Goddardove motory na benzín a kvapalný kyslík. Pri jeho skúškach dosahoval motor malý ťah, až pri jednom teste explodoval. O rok nato sa rozhodol H. Oberth vyvinúť nový raketový motor s ktorým mu pomáhali R. Nebel, Klaus Reidel, Rolf Engel a Wernher von Braun. Nový raketový motor bol len prepracovaný Oberthov prvý raketový motor. Pri teste fungoval nepretržite 90 sekúnd a dosiahol ťah približne 68 N [24].



Obr. 15 Model raketového motora H. Obertha [30]

Johannes Winkler v roku 1930 pripravoval raketový motor na KPL pre svoju raketu. Jeho raketový motor mal oceľovú spaľovaciu komoru, ktorá nebola chladená a ako palivo využil metán a kvapalný kyslík [24].

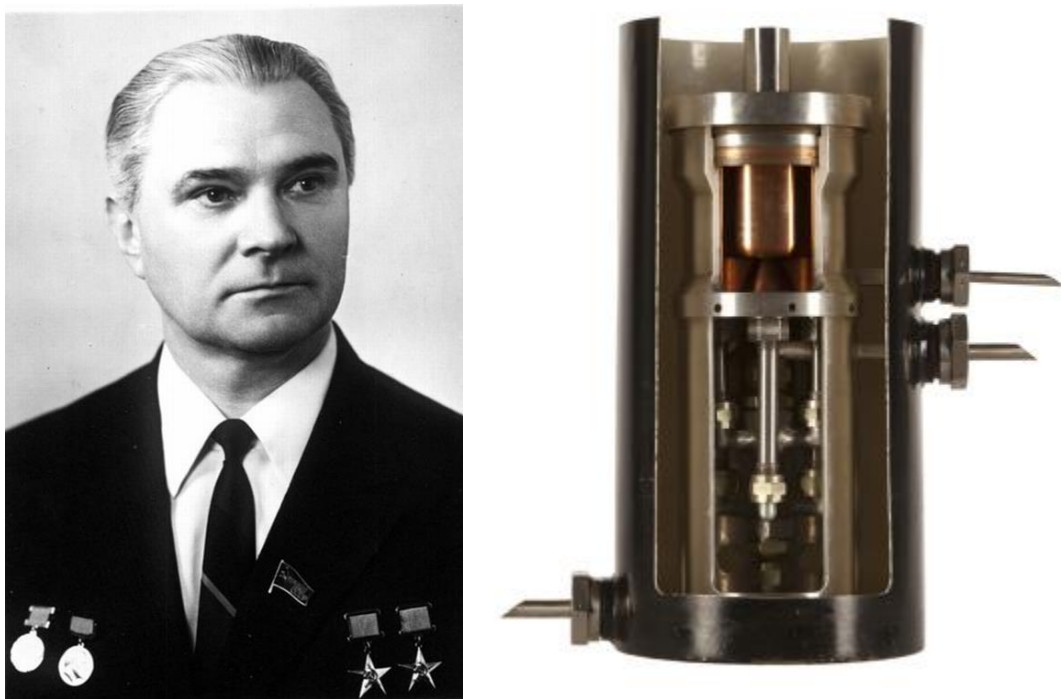
V roku 1932 sa Wernher von Braun pripája k armádnemu výskumu pod vedením kapitána W. Dornbergera. Prvé testy vykonávala táto skupina na motore od firmy Heylandt. Ako palivo použili zmes alkoholu a 90 % peroxid vodíku, ktoré sa miešali pred vstreknutím do spaľovacej komory, ktorá bola z ocele. V roku 1933 navrhol W. von Braun s W. Riedlom svoj vlastný raketový motor na KPL. Spaľovaciu komoru mal z hliníku, ako okysličovadlo využíval kvapalný kyslík a ako palivo 75 % etanol. Ich navrhnutý raketový motor dosahoval ťah 2,9 kN a bol použitý na rakete A-1. Zvláštnosťou bolo, že na chladenie spaľovacej komory a zabráneniu jej prepaľovaniu ju vstavali do nádrže na pohonné látky. Okysličovadlo a palivo sa nachádzali v jednej nádrži, oddelené boli membránou. Doprava látok do spaľovacej komory bola zabezpečená pretlakovým plynom (dusík), ktorý bol v samostatnej nádrži [24].

Ďalším, súbežne vyvíjaním raketovým motorom od roku 1933 bol motor, ktorý mal dávať ťah približne 9,8 kN. Od začiatku vývoja sprevádzali tento motor veľké problémy so spaľovaním pohonných látok a chladením. Spaľovacia komora bola vyrobená zo zliatiny hliníku a horčíku, a jej veľkosť bola takmer 2 metre. Spaľovacia komora sa ale kvôli nedokonalému chladeniu a nesymetrickým spaľovaním prepaľovala. Riešením sa stalo až centrálné vstrekovanie (predtým sa pohonné látky vstrekovali z dvoch strán), ktoré zvýšilo aj výtokovú rýchlosť plynov. Tlak v spaľovacej komore dosahoval hodnotu až 1,4 MPa. Dodávka KPL do spaľovacej komory bola podobne ako pri slabšom motore zabezpečená pretlakovým systémom [24].

### 3.3.3. ZSSR

V Rusku bol po Veľkej októbrovej revolúcii celý výskum ohľadom raketových motorov a rakiet riadený armádou. Spočiatku sa v Rusku zaoberali tuhými pohonnými látkami a hľadaním vhodnej látky so špecifickými vlastnosťami. Tie boli najmä, aby látka mala pomaly horiace zrná s veľkým priemerom. V roku 1924 navrhol V. A. Artemyev ako pohonnú látku nitrocelulózový prach s netečúcim trotylovým rozpúšťadlom. Tento nový prach sa tiež nazýva PTP a boli ešte v ten istý rok z neho vyrobené trubkové zrná s vnútorným kanálikom [24].

V roku 1929 pod vedením Valentina Petroviča Gluška začalo fungovať pod-oddelenie GDL (laboratórium pre výskum dynamiky plynov) pre vývoj elektrických a kvapalných raketových motorov. Medzi rokmi 1929 – 1930 bola dokázaná funkčnosť elektrického raketového motora teoreticky aj experimentálne. Prvé raketové motory na KPL v ZSSR vznikli v tomto pod oddelení v rokoch 1930 – 1931 pod označením ORM-1 a ORM-2 [24].



Obr. 16 V. P. Gluško (vľavo) a raketový motor ORM-1 (vpravo) [31], [32]

V ďalšej vývojovej fáze sa zaoberali spaľovaním, rôznymi palivami a chladením. Na tieto účely im slúžili raketové motory s označením ORM-4 až ORM-22. V roku 1933 vznikli ďalšie raketové motory a najvýznamnejším z nich bol ORM-52, ktorý dosahoval ťah 2,9 kN. Ako palivo slúžil kerozín, a kyselina dusičná ako okysličovadlo [24].



Obr. 17 Raketový motor ORM-52 [33]

V Moskve fungovala skupina GIRD, ktorá navrhla raketu s pridelením indexom 09. Táto raketa využívala ako pohonnú jednotku hybridný raketový motor. Ako palivo bol zvolený benzín, ktorý bol v stave želatíny a nachádzal sa priamo v spaľovacej komore. Kvapalný kyslík bol použitý ako okysličovadlo a nachádzal sa v samostatnej nádrži. Z nej bol dopravovaný do spaľovacej komory vlastnými parami. Pri statickej skúške dosiahol motor ťah 314 N [24].

Od roku 1917 sa F. A. Cander zaoberal možnosťou spaľovaním kovov s palivom, čoho výsledkom mala byť väčšia výtoková rýchlosť spalín. Jedna z možností, bola tiež spaľovať nepotrebné časti rakety. V roku 1933 mal byť Canderov motor použitý na rakete s označením „10“ a mal byť poháňaný kvapalným kyslíkom a benzínom, popritom aj kovom ako ďalším palivom. Nakoniec kvôli zložitému dodávaniu kovu do spaľovacej komory sa tento variant nezrealizoval [24].

Spojením skupín GDL a GIRD vznikla v septembri 1933 skupina RNII (Reaktívny vedeckovýskumný ústav), pod ktorý sa takmer celý výskum zjednotil. Spočiatku sa RNII zameriaval na rakety na TPL a možnosť ich sériovej výroby. Snahe väčšej sériovej výroby nevyhovovala výroba zŕn z PTP prachu. Po dôslednom zvážení viacerých možností sa dospelo ku voľbe výroby zŕn z nitroglycerínového prachu (NGV). Zmenou pohonnej látky bolo treba vyriešiť aj vnútorný kanálik, teda vnútornú balistiku rakety. NGV prach bol použitý v raketách RS-82 a RS-132, ktorých sériová výroba začala v roku 1937 [24].



Obr. 18 Rakety RS-82 [34]

V RNII pokračoval ďalej vo svojom výskume a testovaní raketových motorov na KPL aj Gluško. Raketové motory, ktoré otestoval so svojimi kolegami medzi rokmi 1934 – 1938 pokračovali v rovnakom značení ako v GDL. Medzi testovanými motormi boli jednokomorové a dvojkomorové raketové motory s ťahom až 5,9 kN. Niektoré boli úplne chladené a ako okysličovadlo, bola použitá kyselina dusičná alebo tetranitrometan. Špecifický impulz dosahoval pri testoch až 2119 Ns/kg a tlak v spaľovacej komore dosahoval hodnoty 2,5 MPa. Pri motore s označením ORM-65 bolo možné regulovať ťah od 490 N až po 1500 N [24].

Ďalším významným raketovým motorom bol KRD-600 navrhnutý L. S. Duškinom. Jednalo sa o kombinovaný raketový motor, ktorý najprv pri štarte pracoval na TPL a po dohorení na KPL (kyselina dusičná a kerozín). Doprava KPL do spaľovacej komory bola zabezpečená pomocou plynov, ktoré vznikali v prachovom generátore. Motor bol použitý na raketách RDD-604 a RAS-521 [24].

## 4. Druhá svetová vojna

Počas druhej svetovej vojny sa zvýšilo použitie raketových motorov a rakiet na vojenské účely. To malo dopad aj na potrebu väčšieho výskumu a zdokonaľovania konštrukcie raketových motorov, výskum v oblasti rôznych palív a ich prípadnej dopravy. Najväčší záujem

o raketové motory a ich využitie malo práve Nemecko. Najväčším úspechom Nemecka, bolo skonštruovanie rakety V-2 s dostrelom 300 a neskôr 380 km pod vedením Wernhnera von Brauna. Výskum na rakete V-2 a najmä na jej raketovom motore prebiehal od roku 1936. Prvá úspešná skúška raketového motoru prebehla v roku 1940 a trvala takmer 60 sekúnd. Ďalším problémom sa ukázala byť doprava pohonných látok a najmä jej pravidelnosť pomocou turbočerpadiel. V roku 1942 sa podarilo odstrániť aj tento problém a mohli sa začať testovacie lety rakety V-2 v tom istom roku. Raketový motor použitý v rakete V-2 dosahoval ťah 311,8 kN a ako palivo spaľoval 75% etanol a kvapalný kyslík ako okysličovadlo. Na chladenie slúžilo palivo, ktoré chladilo celý motor a tiež bolo vstrekované na najviac teplotne zaťažené miesta spaľovacej komory. KPL sa pred dopravením do spaľovacej komory premiešali v špeciálnej predkomore a odtiaľto boli následne dopravené do spaľovacej komory pomocou turbočerpadla, ktoré bolo poháňané turbínou. Tá bola poháňaná paroplynom, ktorý vznikol rozkladom peroxidu vodíka manganistanom vápenatým. Tento spôsob dopravy KPL do spaľovacej komory využívala väčšina motorov nemeckej výroby v tej dobe. Špecifický impulz dosahoval hodnotu 239 sekúnd vo vákuu a 203 sekúnd nad hladinou mora. Bolo vyrobených viac než 6000 kusov týchto rakiet, z ktorých bolo odpálených takmer 3000 na ciele v Londýne, južnom Anglicku, Francúzsku a v Antverpách [24], [35].



Obr. 19 Raketový motor použitý na rakete V-2 (vľavo) a raketa V-2 (vpravo) [36], [37]



Wernhner von Braun sa podieľal aj na vývoji protiletadlovej rakety Wasserfall, ktorá mala byť poháňaná o niečo odlišným raketovým motorom od motoru použitého na V-2. Ako palivo, bol použitý vinyl isobutyl éter a kyselina dusičná ako okysličovadlo, ktorá zároveň regeneratívne chladila raketový motor pred vstreknutím do spaľovacej komory. Doprava KPL bola zabezpečená pretlakovým plynom (dusík). Motor dosahoval ťah 76,3 kN po dobu 45 sekúnd [24].

Nemecký raketový vývoj sa zaoberal leteckými, delostreleckými, protitankovými, protiletackými a riadenými raketami. K tomu bolo potreba veľa výskumných skupín a rôznych variantov raketových motorov na TPL a KPL. Vývojom raketových motorov počas vojny sa zaoberali rôzne firmy v Nemecku. Medzi takéto firmy patrila aj BMW, ktorá vyvíjala a vyrábala raketové motory na KPL pre lietadlá, rakety, letecké rakety atď.. Firma BMW vyvinula počas vojny jeden z najmenších raketových motorov na KPL tej doby. Motor mal označenie BMW 109-548 s veľmi zaujímavým riešením nádrží pre palivo a okysličovadlo. Pohonné látky sa nachádzali v trubkách, ktoré boli špirálovito obmotané okolo nádrže pre stlačený vzduch. Ten slúžil ako médium pre pretlakový systém. Vnútoraná nádrž obsahovala palivo Tonka-250 a mala priemer 22 mm a tvorilo ju 13 závitov. Vonkajšia nádrž mala priemer 28 mm, 14 závitov a obsahovala okysličovadlo Salbei. Jedná sa o hypergolicú kombináciu, čiže sa pri zmiešaní sama zapálila. Spaľovacia komora bola regeneratívne chladená okysličovadlom. Motor dosahoval ťah 1,37 kN po dobu 22 sekúnd [24].



Obr. 20 Raketový motor BMW 109-548 [38]

Ďalším významným výrobcom raketových motorov v Nemecku bol Hellmuth Walter. Jeho motory boli najpoužívanejšie ako pomocné štartovacie raketové motory. Tieto jeho raketové motory fungovali na princípe získavania pracovného média, takzvané studenou cestou. Čiže nedochádzalo k spaľovaniu dvoch zložiek, ale namiesto toho prebiehal katalytický rozklad

80 % peroxidu vodíka. Najvýznamnejší raketový motor, ktorý využíval takzvanú studenú cestu, bol Walter HWK 109-500. Dosahoval ťah 5 kN pri dobe chodu 30 sekúnd. Celkovo H. Walter skonštruoval a vyvinul 15 raketových motor na KPL [24].



Obr. 21 Raketový motor Walter HWK 109-500 [39]

Prachovými raketovými motormi sa zaoberali najmä firmy Schmidding a Rheinmetall-Borsig. Ich prachové raketové motory slúžili ako pomocné štartovacie motory a ako pohonné jednotky rôznych rakiet [24].

V USA bol vývoj raketových motorov počas začiatkov vojny v úzadí. Chýbala technická a technologická výbava, a najmä skúsenosti s rôznymi prachovými náplňami a ich produkciou. Nakoniec USA pomohla Veľká Británia najmä svojimi informáciami o prachových raketových motoroch. Výskum sa od tohto momentu zaoberal najmä prachovými raketami na rôzne použitie. Pri vývoji raketového motoru JATO na KPL sa podieľal aj R. H. Goddard. Ktorý mal slúžiť ako pomocný štartovací motor na lietadlách. Po skúškach sa rozhodlo, že namiesto KPL sa do sériovej výroby dostane verzia motoru JATO na TPL. Jednalo sa o novú zmes, ktorá bola tvorená asfaltom a chlorečnanom draselným [24].

V Sovietskom zväze bolo tiež väčšie zameranie na prachové raketové motory, ktoré boli použité v raketách odpaľovaných z raketometov, ale aj letecké rakety. Raketové motory na KPL boli použité najmä pri experimentálnych stíhačkách. Jedným z takých motorov bol RDA-1-150, v ktorom slúžil petrolej ako palivo a kyselina dusičná ako okysličovadlo. Doprava pohonných látok bola zabezpečená pomocou turbočerpadlového agregátu. Tlak v spaľovacej komore dosahoval hodnoty 3,5 MPa a ťah bol regulovateľný [24].



## **5. Raketové motory používané v rôznych krajinách sveta**

Na konci druhej svetovej vojny bola veľká časť raketového výskumu Nemecka zabavená najmä USA a ZSSR. Veľa raketových inžinierov pod Werhnerom von Braunom sa dobrovoľne vzdalo a prešlo na stranu USA, niektorý zas k ZSSR, poprípade boli zajatí jednou z krajín. Po prechode na druhú stranu so svojimi skúsenosťami pracovali na nových projektoch v daných krajinách.

Spočiatku sa začali vyvíjať raketové motory pre medzikontinentálne balistické strely, ktoré niesli atómové hlavice. Tieto rakety sa postupne začali v 50. rokoch používať aj pri kozmických letoch v obmenenej forme. Kozmický výskum v spojení s vesmírnymi pretekmi bol najväčším dôvodom vývoju nových pohonných raketových jednotiek.

K vesmírnemu výskumu sa postupne k dvom svetovým veľmociam pridávali ďalšie krajiny ako Japonsko, India, Čína ale aj Európska vesmírna agentúra (ESA).

### **5.1. Raketové motory používané v ZSSR (Rusku)**

V Sovietskom zväze vznikla replika rakety V-2 v roku 1948 pod názvom R-1. Jej pohonná jednotka pod označením RD-100 bola takmer totožná s raketovým motorom použitím na nemeckej rakete V-2. Na rakete R-1 sa podieľali nemecký vedci, ktorí prešli k soviетom a raketový motor RD-100 navrhol V. P. Gluško. Pohonné látky ostali rovnaké, čiže alkohol a kvapalný kyslík ako okysličovadlo [40].

Väčšinu raketových motorov využívaných v ZSSR skonštruoval alebo navrhol V. P. Gluško.

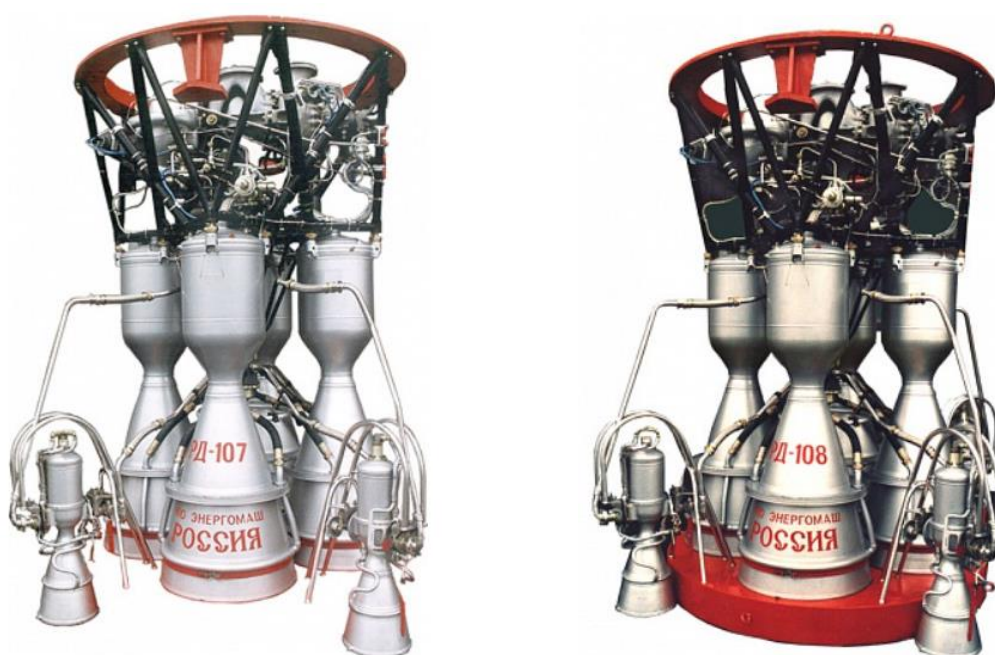
#### **5.1.1. Motory používané v raketovej rodine R-7**

Prvou medzikontinentálnou balistickou raketou na svete bola raketa R-7. Jednalo sa o dvojstupňovú (jeden a polstupňovú) raketu, ktorej prvý (nultý) stupeň bol poháňaný štyrmi raketovými motormi RD-107 a na druhom (prvom) stupni sa nachádzal motor RD-108. Jednalo sa o štvorkomorové raketové motory, ktoré boli konštrukčne totožné. Značenie je odlišné z dôvodu, že motor RD-108 mal štyri výkyvné riadiace raketové motory. Ich vývoj začal v roku 1954 a hlavným konštruktérom bol V. P. Gluško. Ako pohonné látky boli zvolené kerozín a kvapalný kyslík. Ich doprava do spaľovacej komory bola zabezpečená otvoreným cyklom. Potrebný plyn na pohon turbíny vznikal katalytickým rozkladom peroxidu vodíka v plynovom generátore, podobne ako pri rakete V-2. Kerozín pred vstupom do spaľovacej komory slúžil tiež, ako chladiace médium pri regeneratívnom chladení trysky motora. Ďalší tepelný výmenník sa nachádzal za turbínou a slúžil na odparenie kvapalného dusíka, ktorý sa nachádzal

v samostatnej nádrži a bol dopravovaný sekundárnym čerpadlom. Po premene z kvapalného na plynný stav sa zvýšil jeho tlak a slúžil na tlakovanie palivových nádrží. Bola potreba zapalovania, keďže sa nejednalo o hypergolicke látky. Tieto raketové motory prešli viacerými vylepšeniami a sú používané dodnes. Rôzne varianty týchto motorov boli použité na raketách odvodených z rakety R-7 ako Sputnik, Vostok, Sojuz, Progres. Najmodernejšia verzia týchto motorov má označenie RD-107A a RD-108A a sú používané na raketách Sojuz-2 a na nosných raketách Sojuz-FG [41].

Tab. 1 Prehľad technických parametrov raketových motorov RD-107 a RD-108, a ich najmodernejších verzií [42]

Typ raketového motora		RD-107	RD-108	RD-107A	RD-108A
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		5,88	5,1	6	5,44
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	256	248	263,3	257,7
	vo vákuu	313	315	320,2	320,6
Ťah [kN]	nad hladinou mora	814	745,3	839,5	792,4
	vo vákuu	1000	941,5	1020	921,9
Použité na		R-7, Vostok	R-7, Vostok	Sojuz-FG, Sojuz 2	Sojuz-FG, Sojuz 2



Obr. 22 Raketové motory RD-107 (vľavo) a RD-108 (vpravo) [43]

Raketa Sputnik bola len upravená balistická raketa R-7 s možnosťou vynesenia nákladu o hmotnosti až 1500 kg na obežnú dráhu Zeme. V roku 1957 nakoniec vyniesla na obežnú dráhu Zeme prvú umelú družicu Sputnik 1 [44].

Upravená raketa R-7 pod označením Sputnik sa stala základom pre raketu Vostok. Pričom sa pridal tretí stupeň s raketovým motorom RD-0109. Jednalo sa o jednokomorový raketový motor s otvoreným cyklom. Palivo bolo rovnaké ako pri predošlých stupňoch, teda kerozín a kvapalný kyslík. Motor dosahoval ťah 54,52 kN a špecifický impulz 324 sekúnd. Raketa Vostok pri svojom lete 12. apríla 1961 vyniesla na obežnú dráhu Zeme prvého človeka. Jurij Gagarin strávil na obežnej dráhe 106 minút a potom bezpečne pristál pomocou padákov v návratovom module kozmickej lodi Vostok. Podľa názvu kozmickej lodi bola pomenovaná aj raketa [45].



Obr. 23 Raketový motor RD-0109 [46]

Pri raketovom nosiči Sojuz dochádza k ďalšiemu zlepšeniu výkonu rakety, použitím nového raketového motora RD-0110 na treťom stupni. Raketový motor RD-0110 je vyvinutý z raketového motora RD-0106, ktorý sa používal na druhom stupni medzikontinentálnej balistickej rakete R-9. Jedná sa o štvorkomorový raketový motor s dopravou pohonných látok pomocou otvoreného cyklu. Pohonné látky tvoria kerozín a kvapalný kyslík. Jeho vývoj prebiehal v roku 1963 a od začiatku boli sprevádzané nestabilitou horenia. Príčinou nestability horenia bol vstrekovací systém. Problém sa vyriešil až vyvinutím odstredivého vstrekovávača pre dvojzložkové palivo. Tiež využíva regeneratívne chladenie pomocou paliva. Postupnou modernizáciou Sojuzu došlo k nahradeniu motora RD-0110 za motor RD-0124. Motor využíva

rovnaké palivo, len jeho doprava je zabezpečená uzavretým cyklom, vďaka čomu tlak v spaľovacej komore dosahuje hodnotu až 16 MPa. Vývoj započal v roku 1993 a jeho upravené verzie sa využívajú na raketách rodiny Angara [47], [48], [49], [50].

Tab. 2 Technické parametre raketových motorov vyšších stupňov [47], [48], [49], [50]

Typ raketového motora	RD-0106	RD-0107	RD-0110	RD-0124
Ťah [kN]	304	297,9	297,9	294,3
Špecifický impulz [s]	330	326	326	359
Použitie	R-9	Molniya	Sojuz, Molniya	Sojuz-FG, Sojuz 2



Obr 24. Raketové motory RD-0110 (vľavo) a RD-0124 (vpravo) [51], [52]

### 5.1.2. Motory používané v raketovej rodine Kosmos

Rakety z rodiny Kosmos boli odvodené od rakiet R-12 a R-14. Jednalo sa o jednostupňové balistické rakety krátkeho a stredného doletu, ktoré boli rozmiestnené na Kube počas kubánskej raketovej krízy v roku 1962 [53].

Raketa R-12 mala byť spočiatku osadená štvorkomorovým raketovým motorom RD-211, navrhnutým V. P. Gluškom. Tento motor nakoniec nespĺňal podmienky, ktoré boli stanovené. Raketa mala dosiahnuť vzdialenosť 2 000 km s maximálnou hmotnosťou nálože. Dôsledkom tohto začal vývoj nového raketového motora v roku 1955 pod označením RD-214 a jeho prvé statické skúšky prebehli v roku 1957. Motor spaľoval kombináciu kyseliny dusičnej a kerozínu. Doprava pohonných látok bola zabezpečená otvoreným cyklom, podobne ako pri motoroch RD-107 a RD-108 katalytickým rozkladom peroxidu vodíka [54].

Raketa R-14 bola poháňaná raketovým motorom s označením RD-216. Jednalo sa v podstate o dva motory RD-215, ktoré boli spojené. RD-215 bol dvojkomorový raketový motor, ktorý spaľoval kyselinu dusičnú a nesymetrický dimetylhydrazín. Jedná sa o hypergolicú zmes, čiže nie je potrebné zapáľovanie [55].

Tab. 3 Technické parametre motor použitých na prvých stupňoch a ich predchodcov [56], [57], [58], [59]

Typ raketového motora		RD-211	RD-214	RD-215	RD-216
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		3,92	4,36	7,36	7,36
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	224	230	248	248
	vo vákuu	262	264	291	291
Ťah [kN]	nad hladinou mora	549,2	635,2	734,6	1 469,2
	vo vákuu	642,3	730	864	1 728
Použité na		-	R-12, Kosmos	-	R-14, Kosmos-3M



Obr. 25 Raketové motory RD-214 (vľavo) a RD-216 (vpravo) [60], [61]

V roku 1962 bola vypustená prvá raketa z rodiny rakiet Kosmos. Jednalo sa o dvojstupňovú raketu, ktorej prvý stupeň bol odvodený priamo od rakety R-12 so štvorkomorovým raketovým motorom RD-214. Na druhom stupni sa nachádzal raketový motor RD-119, ktorý bol odvodený od raketového motoru RD-109. Raketový motor RD-109 bol navrhnutý V. P. Gluško pre tretí stupeň upravenej rakety R-7. Kvôli použitiu toxických

pohonných látok zamietol tento motor S. P. Korol'ov ako pohonnú jednotku tretieho stupňa a zvolený bol raketový motor RD-0109. Raketový motor RD-119 spaľoval kvapalný kyslík a nesymetrický dimetylhydrazín. Jednalo sa o jednokomorový raketový motor s otvoreným cyklom. Zaujímavosťou je riadiaci mechanizmus pri ktorom bola dýza fixná, ale po jej boku sa nachádzali štyri menšie dýzy. Do týchto dýz vstupoval generátorový plyn, ktorého distribúcia bola zabezpečená elektrickým systémom, ktorý reguloval ich ťah [62], [63], [64].

V roku 1964 vzlietla ďalšia z variant rakety Kosmos, ktorá bola už odvodená z rakety R-14. Prvý stupeň bol tvorený pôvodnou raketou R-14 na ktorý sa pridal druhý stupeň. Na druhom stupni sa nachádzal raketový motor 11D49, pri ktorom ako palivo slúžilo kyselina dusičná a nesymetrický dimetylhydrazín. Podobne ako pri raketovom motore RD-119, aj tu bola fixná dýza a riadiaci mechanizmus zabezpečovali štyri dýzy po bokoch. Každá z týchto riadiacich dýz mala ťah 25 kN [65].

Tab. 4 Prehľad parametrov motorov druhých stupňov [65], [63], [64]

Typ motora	RD-109	RD-119	11D49
Tlak v spaľovacej komore [MPa]	7,75	7,89	9,81
Ťah vo vákuu [kN]	101,6	105,5	157,5
Špecifický impulz vo vákuu [s]	334	352	303
Použité na	-	Kosmos	Kosmos-3M

Najmodernejšia z nosných rakiet z rodiny Kosmos bola Kosmos-3M a svoju činnosť ukončila v roku 2010. Spočiatku rakety Kosmos slúžili na vynášanie satelitov rovnakého názvu. Postupom času vynášali rôzne satelity aj súkromných firiem a nosná raketa Kosmos-3M vykonala dokopy od svojho prvého použitia do roku 2010 až 440 misií [66].

### 5.1.3. Motory používané v raketovej rodine Proton

Nosné rakety z rodiny Proton boli odvodené z balistickej rakety UR-500. Prvá raketa pod označením Proton uskutočnila svoj let v roku 1965 a jednalo sa o dvojstupňovú raketu. V roku 1968 úspešne odštartovala vylepšená verzia Proton-K, ktorá už bola trojstupňová. Obidve rakety vyžívali na prvom stupni šesť raketových motorov RD-253. Jednalo sa o jednokomorové raketové motory s uzavretým cyklom, ktoré spaľovali zmes kvapalného oxidu dusičitého ( $N_2O_4$ ) a nesymetrického dimetylhydrazínu (UDMH). Ich vývoj započal



v roku 1961, boli to najvýkonnejšie a najspoľahlivejšie raketové motory na KPL tej doby. V roku 1987 započal vývoj nového raketového motora pre najnovšiu verziu rakety Proton-M. Motor bol odvodený od motoru RD-253 a mal označenie RD-275. Došlo najmä k zvýšeniu tlaku v spaľovacej komore, čím sa zvýšil ťah. Medzi rokmi 2001 až 2005 bol vyvinutý raketový motor RD-275M, ktorý vychádza priamo z motoru RD-275. Motory RD-275 a RD-275M využívajú ako palivo kombináciu UMDH a N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> [67], [68], [69], [70].

Tab. 5 Prehľad motorov prvých stupňov rakiet Proton [68], [69], [70]

Typ raketového motora		RD-253	RD-275	RD-275M
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		15,2	15,7	16,5
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	285	285	288
	vo vákuu	316	316	316
Ťah [kN]	nad hladinou mora	1 474	1 590	1 671
	vo vákuu	1 635	1 745	1 832
Použité na		Proton, Proton-K	Proton-M	Proton-M

Druhý a tretí stupeň rakiet Proton-K a Proton-M sú rovnaké. Na druhom stupni sa nachádzajú tri raketové motory RD-0210 a jeden raketový motor RD-0211. Palivo je rovnaké ako na prvom stupni N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> a UDMH. Doprava paliva je zabezpečená uzavretým cyklom. Raketový motor RD-0211 slúžil na tlakovanie nádrží. Na treťom stupni sa nachádza raketový motor RD-0212. Tento motor sa skladá z hlavného raketového motora RD-0213 a štyroch riadiacich motorov RD-0214. Pohonné látky ostali nezmenené (kombinácia N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> a UDMH) a ich doprava je zabezpečená uzavretým cyklom. Podľa druhu misie sa pridáva aj štvrtý stupeň, najpoužívanejším je Briz-M [71], [72], [73].

Tab. 6 Prehľad motorov použitých na vyšších stupňoch rakiet Proton [71], [72], [73]

Typ motora	RD-0210	RD-0211	RD-0212
Tlak v spaľovacej komore [MPa]	14,7	14,7	14,7
Ťah vo vákuu [kN]	582,1	582,1	613
Špecifický impulz vo vákuu [s]	327	327	325
Použité na	Proton-K/M	Proton-K/M	Proton-K/M



Obr. 26 Raketové motory RD-275 (vľavo), RD-0210 (v strede) a RD-0212 (vpravo) [74], [75], [76]

Rakety z rodiny Proton slúžili na vynášanie rôznych satelitov na nízku obežnú dráhu, kam mohli dopraviť až 25 ton, poprípade na geostacionárnu dráhu 3 tony. Podieľali sa na budovaní vesmírnych staníc Salut' a Mir, a aj na výskume vesmíru vynášaním vesmírnych sond [77].

#### 5.1.4. Ďalšie raketové motory

Medzi významné raketové motory patrí aj raketový motor RD-171, ktorý poháňa prvé stupne rakiet Zenit. Jedná sa o jeden z najsilnejších raketových motorov na svete. Jeho vývoj započal v roku 1973 a trval do roku 1985. Zároveň s ním bol vyvíjaný raketový motor RD-170, ktorý mal slúžiť na raketách Energija. Rozdiel medzi nimi je, že RD-171 má výkyvné uloženie v dvoch osách zatiaľ čo RD-170 len v jednej. Jedná sa o štvorkomorové raketové motory s jedným turbočerpadlom a dvomi plynovými generátormi. Ako pohonná zmes je zvolená kombinácia kvapalný kyslík a kerozín. Doprava pohonných látok je zabezpečená uzavretým cyklom [78].

Na druhom stupni rakiet Zenit sa nachádzajú raketové motory RD-120 a RD-8. Ich vývoj prebiehal medzi rokmi 1976 až 1985. Motor RD-120 slúži ako hlavná pohonná jednotka a motor RD-8 slúži ako riadiaci motor. Obidva motory spaľujú kombináciu kvapalný kyslík a kerozín, s dopravou pomocou uzavretého cyklu. Raketový motor RD-8 bol vôbec prvým riadiacim motorom s uzavretým cyklom. Jedná sa o štvorkomorový raketový motor s veľmi zaujímavou konštrukciou v tvare valca, v ktorého strede sa nachádza dutý valec. Táto konštrukcia bola zvolená kvôli tomu, aby sa cez stred mohla prestrčiť dýza raketového motoru RD-120 [79], [80].



Tab. 7 Parametre raketových motorov použitých na raketách Zenit [78], [79], [80]

Typ raketového motora		RD-171	RD-120	RD-8
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		24,5	16,28	7,65
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	309	-	-
	vo vákuu	337	350	342
Ťah [kN]	nad hladinou mora	7 550	-	-
	vo vákuu	7 903	833	78,4

Prvým raketovým motorom na kryogénne KPL (kvapalný kyslík a vodík) v Rusku bol raketový motor RD-0120. Jeho vývoj prebiehal medzi rokmi 1976 až 1990 a jeho prvý let bol uskutočnený v roku 1987. Konštrukcia je veľmi podobná s americkým raketovým motorom SSME používaným na raketoplánoch. Motor využíva uzavretý cyklus s dvojstupňovým turbočerpadlom a plynovým generátorom. Rozdiel medzi nimi je, že SSME má dve samostatné turbočerpadlá pre palivo a okysličovadlo a zároveň sa v ňom nachádza rezonančná komora, ktorá slúži na tlmenie vibrácií, ktoré vznikajú pri spaľovaní. Motor mal slúžiť ako pohonná jednotka centrálnej časti raketového nosiča Energija [81].

Vývoj nového motora pre prvý stupeň nových nosných rakiet Angara začal v roku 1998 pod označením RD-191. Motor vychádza dizajnovzo z už použitého raketového motora RD-171. RD-191 je jednokomorový raketový motor s uzavretým cyklom na kvapalný kyslík a kerozín. Na rozdiel od svojho predchodcu má len jeden plynový generátor a menšiu turbínu. Turbína je prepojená s čerpadlami pomocou hriadeľu, ktoré dopravujú palivo a okysličovadlo do plynového generátoru. Palivo slúži aj na regeneratívne chladenie spaľovacej komory a dýzy [82].

Tab. 8 Prehľad parametrov raketových motorov RD-0120 a RD-191 [81], [82], [83]

Typ raketového motora		RD-0120	RD-191
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		21,8	25,7
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	359	311
	vo vákuu	455	337
Ťah [kN]	nad hladinou mora	1 517,1	1923
	vo vákuu	1961	2079
Použité na		Energia	Angara

V 80. rokoch prebiehal vývoj raketového motora pre raketoplán MAKŠ s označením RD-701. Zaujímavosťou je, že sa jedná o dvojkomorový raketový motor na trojzložkové palivá s uzavretým cyklom. Motor fungoval v dvoch módoch. Prvý mód slúžil na pohon raketoplánu v atmosfére a spaľoval kombináciu kerozínu a kvapalného vodíku s kvapalným kyslíkom ako okysličovadlom. Druhý mód slúžil na pohon raketoplánu vo vákuu s nižším ťahom, ale zato s väčším špecifickým impulzom. V druhom móde spaľoval ako palivo kvapalný vodík a kvapalný kyslík ako okysličovadlo. Vďaka týmto módom odpadla potreba veľkej nádrže na kvapalný vodík. Vývoj motora skončil v roku 1988. S týmto motorom bolo uskutočnených 50 statických skúšok, ktoré dokázali funkčnosť jednotlivých módov a aj prepnutie medzi nimi. Do roku 2020 sa jednalo o raketový motor s najväčším tlakom v spaľovacej komore, až kým bol prekonaný raketovým motorom Raptor od firmy SpaceX [84].

Tab. 9 Prehľad parametrov motora RD-701 v rôznych módoch [84]

Typ raketového motora		RD-701	
		Mód 1	Mód 2
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		29,4	12,4
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	330	-
	vo vákuu	415	460
Ťah [kN]	nad hladinou mora	3 200	1 406,1
	vo vákuu	4 003	1 588

## 5.2. Raketové motory používané v USA

Podobne ako ZSSR aj USA získalo technológiu rakiet V-2 aj s funkčnými exemplármi. Ako bolo spomenuté vyššie, tak USA získalo na svoju stranu Werhnera von Brauna a ďalších nemeckých raketových inžinierov. Už v roku 1946 začal projekt RTV-A-2 Hiroc, ktorý mal slúžiť na vývoj a výskum nových balistických rakiet. Využívali sa pritom aj technológie z rakiet V-2. Nakoniec došlo k zrušeniu projektu z dôvodu zníženia finančnej podpory zo strany americkej armády v roku 1947 [85].

USA bola prvá krajina ktorá pracovala na vývoji kozmických rakiet, ale do roku 1957 nemala k dispozícii spoľahlivý raketový nosič. Tieto prvé rakety mali malý výkon a prestali sa používať. Postupom času sa vesmírny program v USA rozbiehal, ale jeho problémom bolo, že vznikalo veľa rôznych verzií a typov rakiet na konkrétnu užitočnú záťaž. Toto spôsobilo zvýšenie nákladov a decentralizáciu raketového výskumu [62].

### 5.2.1. Motory použité na prvej generácii rakiet

Prvou raketou USA, ktorá mala vyniesť do vesmíru umelú družicu bola raketa Vanguard. Za vývojom rakety Vanguard stála americká armáda a jednalo sa o trojstupňovú raketu. Na prvom stupni sa nachádzal raketový motor X-405 vyrobený firmou General Electric. Motor spaľoval ako palivo kerozín a kvapalný kyslík ako okysličovadlo. Doprava pohonných látok bola zabezpečená otvoreným cyklom. Motor vychádzal z poznatkov získaných z motora použitom pri rakete V-2. Preto aj pri tomto motore bola turbína poháňaná paroplynom, ktorý vznikal katalytickým rozkladom peroxidu vodíka a spaľovacia komora, bola regeneratívne chladená. Raketový motor bol výkyvný a vďaka tomu bola raketa riadená počas letu. Paroplyn po opustení turbíny bol ešte využitý v pomocných dýzach, ktoré slúžili na kontrolu rotácie rakety. Na druhom stupni sa nachádzal raketový motor AJ10-118 od firmy Aerojet General. Motor spaľoval nesymetrický dymetilhydrazín a kyselinu dusičnú. Doprava pohonných látok bola zabezpečená pretlakovým systémom. Na treťom stupni sa nachádzal raketový motor na tuhé pohonné látky [86], [87].

Tab. 10 Prehľad parametrov použitých motorov na rakete Vanguard [88], [89]

Typ raketového motora		X-405	AJ10-118
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		4,2	0,7
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	248	-
	vo vákuu	270	271
Ťah [kN]	nad hladinou mora	123,8	-
	vo vákuu	134,8	33,8

Raketa Vanguard pri svojom prvom pokuse vyniesť na obežnú drahú umelú družicu USA zlyhala. Po vypustení Sputniku sa tlak na USA zvýšil a preto sa americká vláda rozhodla otvoriť dvere súkromným spoločnostiam.

Prvou raketou, ktorá vyniesla do vesmíru prvú americkú družicu Explorer 1 sa stala raketa Juno-1 a bola odvodená od balistickej rakety Redstone. Na vývoji obidvoch rakiet sa podieľali nemeckí inžinieri pod vedením Werhnera von Brauna. Na balistickej rakete Redstone sa nachádzal raketový motor A-6 od firmy Rocketdyne. Motor A6 vychádza z raketového motora XLR43-NA-1, ktorý je americkou verziou raketového motora použitého na rakete V-2. Motor spaľoval kombináciu kvapalného kyslíku a alkoholu. Doprava pohonných látok bola zabezpečená podobne ako pri rakete V-2 otvoreným cyklom. Teda paroplynom, ktorý vznikal

katalytickým rozpadom peroxidu vodíka a následne roztáčač turbínu. Z raketového motoru V6 bol odvodený raketový motor A-7, ktorý bol následne použitý na rakete Juno-1. Motor je konštrukčne totožný s motorom A-6, rozdiely sú len v minime detailoch. Motor spaľoval kvapalný kyslík a hydryn. Hydryn obsahuje 60 % nesymetrický dymetilhydrazín a 40 % diethylenetriamin. Vyvinutý bol v roku 1957 firmou Rocketdyne pre ich raketové motory. Na druhom stupni sa nachádzalo 11 motorov Sergeant na tuhé pohonné látky. Ich celkový ťah bol 72,6 kN a horeli 6 sekúnd. Na treťom stupni sa nachádzali už len tri motory Sergeant a na štvrtom bol už len jeden [90], [91], [92], [93].

Ďalšia nosná raketa patriaca do prvej generácie je Juno-2. Bola odvodená od balistickej rakety stredného doletu Jupiter. Juno-2 využíva ako prvý stupeň raketu Jupiter s motorom S-3. Motor spaľuje kerozín a kvapalný kyslík, doprava je zabezpečená otvoreným cyklom. Vyššie stupne sú riešené podobne ako na rakete Juno-1. Juno-2 sa podarilo vyslať k Mesiacu sondu o hmotnosti 6,1 kg [2], [94].

Tab. 11 Prehľad parametrov raketových motorov použitých na raketách Juno [92], [93], [95]

Typ raketového motora		A-6	A-7	S-3
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		-	-	3,95
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	235	235	248
	vo vákuu	265	265	282
Ťah [kN]	nad hladinou mora	367,4	369,1	667,2
	vo vákuu	414,3	416,2	758,7
Použité na		Redstone	Juno-1	Juno-2



Obr. 27 Raketový motor S-3 (vľavo) a raketový motor A-7 (vpravo) [96], [97]

### 5.2.2. Motory používané v raketovej rodine Thor

Rakety z rodiny Thor boli odvodené od jednostupňovej balistickej rakety stredného doletu Thor. Balistická raketa Thor bola osadená raketovým motorom LR79-7 od firmy Rocketdyne. Jeho vývoj prebiehal medzi rokmi 1955 až 1958. Motor spaľoval kerozín a kvapalný kyslík ako okysličovadlo. Doprava pohonných látok bola zabezpečená otvoreným cyklom [98].

Tab. 12 Parametre motorov prvých stupňov rakiet z rodiny Thor [98], [99]

Typ raketového motora		LR79-7	MB-3-1
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		4,1	4
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	248	250
	vo vákuu	282	285
Ťah [kN]	nad hladinou mora	667,2	667,2
	vo vákuu	758,7	760,6
Použité na		Thor, Thor Able, Thor Agena	Thor Ablestar

Thor Able bol nový trojstupňový raketový nosič USA, ktorý využíval ako prvý stupeň upravenú balistickú raketu Thor, na ktorú sa pridal druhý a tretí stupeň z rakety Vanguard. Na druhom stupni sa použil motor AJ10-101, ktorý vychádza z motoru AJ10-118. Motor spaľoval nesymetrický dymetilhydrazín a kyselinu dusičnú. Doprava pohonných látok bola zabezpečená pretlakovým cyklom [2].

Ďalšou Nosnou raketou bola dvojstupňová Thor Ablestar, ktorá na prvom stupni využívala raketový motor MB-3-1 (parametre v Tab.12). Motor pracoval v otvorenom cykle a spaľoval kvapalný kyslík a kerozín. Na druhom stupni sa nachádzal raketový motor AJ10-104, ktorý spaľuje kombináciu nesymetrického dymetilhydrazínu a kyseliny dusičnej ako okysličovadla. Doprava pohonných látok bola zabezpečená pretlakovým cyklom [100].

Thor Agena bola dvojstupňová raketa, ktorá využívala ako prvý stupeň upravenú pôvodnú balistickú raketu s motorom LR79-7. Druhý stupeň Agena sa časom vyvíjal a výkon jeho motorov sa zvyšoval. Vo verzii Agena A sa nachádzal raketový motor Bell 8048 a na verzii Agena D sa nachádzal Bell 8096. Motory Bell patrili do rodiny raketových motorov Bell 8000. Motory z tejto rodiny spaľujú nesymetrický dymetilhydrazín a kyselinu dusičnú. Doprava pohonných látok bola zabezpečená otvoreným cyklom. Dýza je zostrojená z hliníku a je regeneratívne chladená, a raketový motor bol výkyvný [2], [101].

Tab. 13 Prehľad technických parametrov motorov druhých stupňov rakiet Thor [102], [103], [104], [105]

Typ raketového motora		AJ10-101	AJ10-104	Bell 8048	Bell 8096
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		-	0,7	1	3,5
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	240	-	-	-
	vo vákuu	270	278	276	293
Ťah [kN]	nad hladinou mora	30,5	-	-	-
	vo vákuu	34,3	35,1	68,9	71,2
Použité na		Thor Able	Thor Ablestar	Thor Agena A	Thor Agena D

### 5.2.3. Motory používané v raketovej rodine Delta

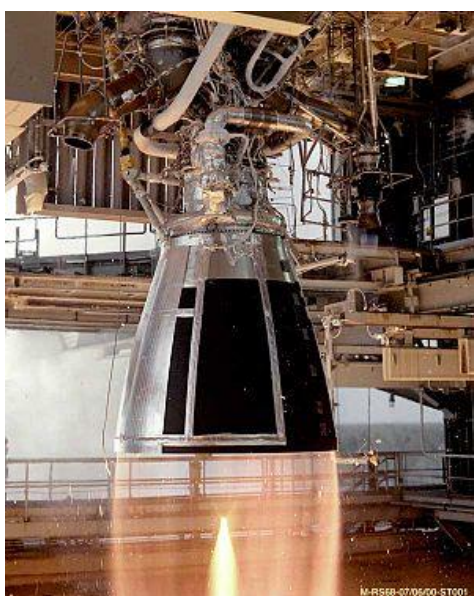
Rakety Delta vychádzajú z rakety Thor Delta, na ktorej bol použitý druhý stupeň Delta. Jej vývoj započal už 50 rokoch minulého storočia. Postupom času sa vytvorilo až 20 odlišných typov týchto raketových nosičov. Rozdiel bol prevažne v počte pomocných rakiet na TPL, ich konštrukciou a náplňou.

Najmodernejšia raketa z rodiny Delta je Delta IV, ktorá vo všetkých svojich stupňoch spaľuje kryogenné palivá (kvapalný kyslík a kvapalný vodík) a používa sa dodnes. Na jej prvom stupni sa nachádza raketový motor RS-68. Jeho vývoj prebiehal v 90. rokoch a vyvinula ho firma Rocketdyne. Doprava paliva je zabezpečená otvoreným cyklom. Dýza je regeneratívne chladená palivom a je možné regulovať ťah až na 60 % plného výkonu. Motor je konštrukčne jednoduchší v porovnaní s ostatnými raketovými motormi na kryogénne pohonné látky, čo sa prejavilo v jednoduchšej výrobe a nižšej cene. Motor bol prvý krát použitý v roku 2002 na rakete Delta IV. Na druhom stupni sa nachádza raketový motor RL-10B-2, ktorý vyvinula firma Pratt and Whitney. Motor bol vyvinutý zo spoľahlivého raketového motora RL-10, ktorý bol počas vyvinutia motoru RL-10B-2 už 30 rokov starý. Motor spaľuje kryogénne palivá a ich doprava je zabezpečená expanzným cyklom. Na motore sa nachádza výsuvný kužeľ, ktorý slúži na zvýšenie špecifického impulzu. Motor využíva kardanov záves, ktorý je ovládaný elektromechanicky. Toto riešenie zvýšilo spoľahlivosť a znížilo váhu a cenu celého motoru. Motor bol prvý krát použitý v roku 1998 a je schopný reštartu. Pri misiách, ktoré vyžadujú viac ako jeden reštart sa pridáva extra nádoba s héliom, ktorý slúži na natlakovanie nádrží [106], [107].



Tab. 14 Prehľad parametrov raketových motorov použitých na Delte IV [106], [107]

Typ raketového motora		RS-68	RL-10B-2
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		9,592	4,412
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	365	-
	vo vákuu	420	462
Ťah [kN]	nad hladinou mora	2 891,3	-
	vo vákuu	3 312	110



Obr. 28 Raketový motor RS-68 (vľavo) a raketový motor RL-10B-2 (vpravo) [108], [109]

#### 5.2.4. Motory používané v raketovej rodine Atlas

Rakety z rodiny Atlas vychádzajú z prvej medzikontinentálnej balistickej rakety Atlas, ktorá bola vyvíjaná v 50. rokoch 20. storočia. Raketa je dvojstupňová (jeden a polstupňová) a na jej prvom (nultom) stupni sa nachádzajú dva raketové motory XLR-89-5 a na druhom (prvom) stupni sa nachádza raketový motor XLR-105-5. Motory XLR-89-5 boli po niekoľkých minútach odhodené. Obidva motory si brali palivo a okysličovadlo z centrálnej časti [110].

Raketové motory XLR-89-5 a XLR-105-5 boli vyvinuté spoločnosťou Rocketdyne a ich prvý let sa uskutočnil v roku 1958. Motory pracujú na princípe otvoreného cyklu a spaľujú kombináciu kerozinu a kvapalného kyslíku. Dýzy boli regeneratívne chladené palivom, ktoré pretekalo v trubičkách. Každý z motorov XLR-89-5 mal vlastné palivové a kyslíkové turbočerpadlo [111], [112].

Tab. 15 Prehľad motorov použitých na rakete Atlas [111], [112]

Typ raketového motora		XLR-89-5	XLR-105-5
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		4	4,8
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	248	215
	vo vákuu	282	309
Ťah [kN]	nad hladinou mora	667,2	252,7
	vo vákuu	758,7	363,2

Na raketu Atlas sa pridala vesmírna loď Mercury, ktorá vyniesla prvého Američana do vesmíru. Stalo sa tak v roku 1962 a vyniesla Johna Glenna do vesmíru, kde tri krát obletel Zem.

Atlas Agena je nosná raketa, ktorá využíva ako základ raketu Atlas, na ktorú sa pridá stupeň Agena. Tieto stupne sú totožné s tými, ktoré boli použité na raketách Thor Agena [2].

Atlas Centaur využíva ako základ prvý stupeň rakety Atlas, ktorý je v hornej časti valcovito pretiahnutý. Na túto časť bol potom upevnený druhý stupeň Centaur, ktorý bol poháňaný dvoma raketovými motormi RL-10. Raketový motor RL-10 je vôbec prvým použiteľným raketovým motorom na svete na kryogénne palivá. Motor vyvinula firma Pratt and Whitney a prvý let sa uskutočnil v roku 1961. Doprava pohonných látok bola zabezpečená expanzným cyklom, čiže dýza a spaľovacia komora boli regeneratívne chladené kvapalným vodíkom. Na hriadeli turbíny je nasadené dvojstupňové radiálne čerpadlo kvapalného vodíku a jednostupňové čerpadlo kvapalného kyslíku, ktoré je poháňané pomocou prevodov. Kvapalný vodík sa používa k mazaniu ložísk [62], [113].

Tab. 16 Technické parametre raketového motora RL-10 [113]

Typ raketového motora		RL-10
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		2,4
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	10
	vo vákuu	410
Ťah [kN]	nad hladinou mora	-
	vo vákuu	66,7

Atlas II bola nová nosná raketa z rodiny Atlas, ktorá uzrela svetlo sveta v roku 1991 a bola používaná do roku 1998. Jednalo sa o tri a polstupňovú (štvorstupňovú) raketu, kedy polstupeň je tvorený raketovými motormi, ktoré sa odhodí a tretí stupeň pokračuje aj



s nádržami ďalej v lete. Nultý alebo teda pól stupeň bol tvorený dvoma raketovými motormi RS-56-OBA a na prvom stupni raketový motor RS-56-OSA. Na druhom stupni sa nachádzal raketový motor RL-10A-3A a na štvrtom bol raketový motor R-4D [114].

Raketové motory RS-56-OBA a RS-56-OSA boli vyvinuté spoločnosťou Rocketdyne v roku 1988. Obidva motory spaľujú kerozín a kvapalný kyslík, a ich doprava je zabezpečená otvoreným cyklom. Motory využívajú regeneratívne chladenie dýzy pomocou paliva [115], [116].

Raketový motor RL-10A-3A použitý na druhom stupni bol vyvinutý firmou Pratt and Whitney. Motor bol vyvinutý z raketového motoru RL-10 a spaľuje kvapalný kyslík a kvapalný vodík. Doprava pohonných látok je podobne ako pri motore RL-10 zabezpečená expanzným cyklom. Dýza je regeneratívne chladená kvapalným vodíkom [117].

Raketový motor R-4D, ktorý bol použitý na treťom stupni vyvinula firma Marquardt. Motor spaľoval kvapalný oxid dusičitý a nesymetrický dymetilhydrazín, ich doprava bola zabezpečená pretlakovým systémom. Zapalovanie nebolo nutné, jedná sa o hypergolickú zmes. Jednalo sa o riadiace raketové a manévrovacie motory [118].

Tab. 17 Motory použité na rakete Atlas II [115], [116], [117], [118]

Typ raketového motora		RS-56-OBA	RS-56-OSA	RL-10A-3A	R-4D
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		4,8	4,8	3,231	0,693
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	263	220	-	-
	vo vákuu	299	316	444	312
Ťah [kN]	nad hladinou mora	920,8	269	-	-
	vo vákuu	1 046,8	386,4	73,4	490



Obr. 29 Raketové motory RS-56-OBA a RS-56-OSA (vľavo), RL-10 (vpravo) [119], [120]

Najmodernejšia raketa z rodiny Atlas je raketa Atlas V, ktorá je dodnes používaná. Jedná sa o dvojstupňovú raketu s pomocnými štartovacími raketami na TPL. Na prvom stupni sa nachádza jeden raketový motor RD-180 a na druhom stupni jeden alebo dva raketové motory RL-10A-4-2. Počet motorov na druhom stupni závisí na verzii druhého stupňa Centaur [121].

Pomocné raketové motory Atlas V SRB alebo niekedy označované ako Aerojet SRB sú vyvinuté firmou Aerojet. Motory majú označenie AJ-60A a boli vyvíjané medzi rokmi 1999 až 2003. Po roku 2020 boli nahradené pomocnými raketovými motormi GEM-63 od firmy Northrop Grumman Innovation Systems. Obidva pomocné raketové motory spaľujú HTPB (Hydroxyl-terminated polybutadien), ide o oligomér butadiénu zakončený na konci hydroxylovou funkčnou skupinou. Plášť motora AJ-60A je tvorený grafitovým epoxidovým kompozitom. Hrdlo a dýza motora sú vyrobené z uhlíkovo-fenolického kompozitu [122], [123].

Tab. 18 Prehľad pomocných štartovacích motorov použitých na Atlase V [122], [123]

Typ raketového motoru	AJ-60A	GEM-63
Špecifický impulz [s]	-	279
Ťah [kN]	1 688,4	1 663
Doba horenia [s]	94	94

Raketový motor RD-180, ktorý sa nachádza na druhom stupni rakety Atlas V je ruskej výroby. Motor bol odvodený od štvorkomorového raketového motoru RD-170, ktorý navrhol V. P. Gluško. Jedná sa vlastne o zmenšenú verziu s dvojkomorovým motorom. Motor spaľuje kerozín a kvapalný kyslík. Doprava paliva je zabezpečená uzavretým cyklom s regeneratívnym chladením spaľovacej komory a dýzy. Pomocou hydrauliky boli ovládané regulačné ventily a závesný mechanizmus. Ovládacie ventily a čistenie systému boli ovládané pneumaticky. Väčšina komponentov bola prebratá z raketového motoru RD-170. Jediné čo bolo treba vyvinúť, bol systém hlavného turbočerpadla a posilňovacieho čerpadla. Celý vývoj raketového motoru trval len 42 mesiacov. Ťah je možné regulovať v rozmedzí 50 % až 100 % [124].

Ako bolo spomenuté, tak na druhom stupni sa nachádza buď jeden alebo dva raketové motory RL-10A-4-2. Jedná sa o raketový motor, ktorý je odvodený od raketového motoru RL-10. Motor spaľuje kvapalný vodík a kvapalný kyslík, a doprava pohonných látok je zabezpečená expanzným cyklom. Dýza je regeneratívne chladená kvapalným vodíkom. Motor vyvinula firma Pratt and Whitney a prvý let sa uskutočnil v roku 2002 [125].

Tab. 19 Prehľad raketových motorov použitých na rakete Atlas V [124], [125]

Typ raketového motora		RD-180	RL-10A-4-2
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		25,66	3,9
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	313	-
	vo vákuu	339	451
Ťah [kN]	nad hladinou mora	3 830	-
	vo vákuu	4 152	99,1

Rakety z rodiny Atlas vyniesli do vesmíru nespočetné množstvo sond. Patria sem sondy Mariner, Pioneer a New Horizons, ktoré skúmali alebo skúmajú planéty slnečnej sústavy. Ďalej sa tiež podieľala na skúmaní Mesiaca a Marsu. Na Mars vyslala raketa Atlas V rover Curiosity a rover Perseverance.

#### 5.2.4. Motory používané v raketovej rodine Titan

Rakety z rodiny Titan boli odvodené od medzikontinentálnej balistickej rakety Titan I. Raketa Titan I bola vyvinutá v 50. rokoch 20. storočia a jednalo sa o dvojstupňovú raketu. Na prvom stupni sa nachádzali dva raketové motory LR-87-3 a na druhom bol raketový motor LR-91-3. Obidva motory vyrobila firma Aerojet a vývoj prebiehal v druhej polovici 50. rokov. Motory spaľujú kvapalný kyslík a kerozín. Doprava pohonných látok pri oboch motoroch bola zabezpečená otvoreným cyklom. Dýza a spaľovacia komora boli regeneratívne chladené pri oboch motoroch [126].

Tab. 20 Prehľad raketových motorov použitých na rakete Titan I [127], [128]

Typ raketového motora		LR-87-3	LR-91-3
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		4	4,5
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	256	-
	vo vákuu	290	308
Ťah [kN]	nad hladinou mora	647,9	242,6
	vo vákuu	733,9	355,9

Raketa Titan I bola nahradená novou verziou Titan II. Titan II bol navrhnutý ako medzikontinentálna balistická raketa a zároveň ako nosná raketa s vesmírnou loďou Gemini. Jednalo sa o dvojstupňovú raketu, ktorá mala na prvom stupni dva raketové motory LR-87-5

a na druhom stupni jeden raketový motor LR-91-5. Motory vyvinula firma Aerojet. Motory spaľujú kombináciu kvapalného oxidu dusičitého a aerosín-50. Aerosín-50 je palivo, ktoré vzniká kombináciou hydrazínu ( $N_2H_4$ ) a nesymetrického dimetylhydrazínu (UDMH) v hmotnostnom pomere 1:1. Jedná sa o hypergolicú kombináciu pohonných látok. Oba motory fungujú v otvorenom cykle. Pri použití vesmírnej lode Gemini sa použili na prvom stupni dva raketové motory LR-87-7 a na druhom stupni raketový motor LR-91-5. Jedná sa o upravené predošle raketové motory LR-87-5 a LR-91-5, pri ktorých došlo k zníženiu tlaku v spaľovacej komore [129], [130], [131], [132].

Tab. 21 Raketové motory používané na rakete Titan II [131], [132], [133], [134]

Typ raketového motora		RL-87-5	RL-87-7	RL-91-5	RL-91-7
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		5,4	4,7	5,62	5
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	259	258	-	160
	vo vákuu	297	296	315	316
Ťah [kN]	nad hladinou mora	956,5	946,7	-	225,2
	vo vákuu	1 096,8	1 086,1	444,8	444,8

Najmodernejšia raketa z rodiny Titan bola nosná raketa Titan IV, ktorá bola používaná od roku 1989 do roku 2005. Jedná sa o trojstupňovú raketu s dvoma pomocnými štartovacími motormi na TPL. Pomocné štartovacie motory mali označenie UA1207 a boli vyvinuté firmou CDS (Chemical Systems Division) v 60. rokoch pôvodne pre projekt MOL (Manned Orbiting Laboratory). Motor spaľuje PBAN (Polybutadiene acrylonitrile) a jedná sa o kopolymer, ktorý sa mieša s chloristanom amónnym ako okysličovadlom. Na prvom stupni sa nachádza raketový motor LR-87-11 od firmy Aerojet. Motor spaľuje ako okysličovadlo kvapalný oxid dusičitý a ako palivo aerosín-50. Ich doprava je zabezpečená otvoreným cyklom. Motor využíva regeneratívne chladenie dýzy a spaľovacej komory. Na druhom stupni sa nachádza raketový motor LR-91-11 od firmy Aerojet. Motor spaľuje podobne ako prvý stupeň kombináciu aerosínu-50 a kvapalného oxidu dusičitého. Doprava paliva a okysličovadla je zabezpečená otvoreným cyklom a generátorový plyn po opustení turbíny sa ďalej využil pri kontrole rotácie rakety. Dýza a spaľovacia komora sú regeneratívne chladené a nachádza sa tu tepelný štít. Posledný tretí stupeň obsahuje stupeň Centaur G, na ktorom sa nachádzajú dva raketové motory RL-10A-3A. Motor bol opísaný pri rakete Atlas II, vid' vyššie (strana 49.) [135], [136], [137], [138], [139].

Tab. 22 Prehľad raketových motor použitých na rakete Titan IV [137], [138], [139]

Typ raketového motora		UA1207	LR-87-11	LR-91-11
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		-	5,91	5,93
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	245	250	160
	vo vákuu	272	302	316
Ťah [kN]	nad hladinou mora	6 410,4	968,4	232,7
	vo vákuu	7 116,9	1 218,8	467

Rakety Titan počas svojej doby fungovanie vyniesli do vesmíru nespočetné množstvo satelitov. Do vesmíru vynášali aj vesmírnu loď Gemini, ale aj sondy. Medzi tieto sondy patria obidve sondy Voyager na prieskum vzdialeného vesmíru, obe sondy Vikinkg na skúmanie Marsu a sondy Cassini-Huygens na skúmanie Saturnu, jeho okolia, prstencov a mesiacov [140].

### 5.2.5. Raketové motory použité na rakete Saturn V

Raketa Saturn V bola trojstupňová raketa navrhnutá na vynášanie vesmírnej lode Apollo a vesmírnej stanice Skylab. Saturn V bol navrhnutý tímom raketových inžinierov pod vedením Wernhera von Brauna. Vývoj na raketách Saturn započal v roku 1961 a v roku 1967 sa vykonal prvý testovací let rakety Saturn V s vesmírnou loďou Apollo 4 bez posádky. Prvý let s posádkou sa uskutočnil v roku 1968 na lodi Apollo 8. Nakoniec 16. júla 1969 odštartovala raketa Saturn V s vesmírnou loďou Apollo 11. 20. júla 1969 sa podarilo lunárnemu modulu úspešne pristáť na povrchu Mesiaca, až nakoniec 21. júla 1969 vstúpil človek prvý krát na povrch Mesiaca. Prvým človekom na povrchu Mesiaca bol Neil Armstrong, hneď za ním vstúpil na povrch Mesiaca Buzz Aldrin. Po nich sa k Mesiacu vybralo ďalších šesť posádok z čoho bolo päť úspešných [141], [142].

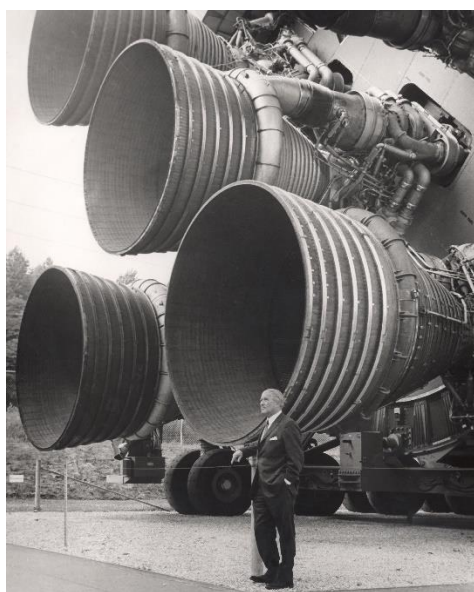
Na prvom stupni sa nachádzalo päť raketových motor F-1 od firmy Rocketdyne. Jedná sa o najväčší raketový motor na KPL, ktorý bol kedy vyvinutý a zároveň aj ktorý vzlietol. Motor spaľuje ako palivo kerozín a kvapalný kyslík ako okysličovadlo. Doprava paliva a okysličovadla bola zabezpečená otvoreným cyklom. Dýza spoločne so spaľovacou komorou sú regeneratívne chladené. Výkon turbíny, ktorá je súčasťou turbočerpadla dosahovala hodnotu skoro 1 MW. K pohonu turbíny je potreba dodávať až 50 kg generátorového plynu za sekundu. Raketový motor F-1 je dodnes najvýkonnejší jednodukový raketový motor na KPL [62], [143].

Na druhom a treťom stupni sa nachádza raketový motor J-2 od firmy Rocketdyne.

Presnejšie na druhom stupni ich je päť a na treťom jeden. Jedná sa o motor na kryogénne palivá a jeho vývoj prebiehal v 60. rokoch minulého storočia. Prvý let sa uskutočnil v roku 1966. Ako palivo slúžil kvapalný vodík a kvapalný kyslík ako okysličovadlo. Doprava pohonných látok bola zabezpečená otvoreným cyklom. Vďaka použitiu kryogénnych pohonných látok je možné regeneratívne chladit' dýzu a spaľovaciu komoru. Zvláštnosťou je použitie dvoch turbočerpadiel, kde jedno je pre palivo a druhé pre okysličovadlo. Obidve turbočerpadlá sú poháňané generátorovým plynom zo spoločného plynového generátoru. Aby bol motor schopný viacnásobného reštartu, má vo svojej konštrukcii zabudovanú nádobu s plyným vodíkom, ktorý slúži na rozbeh obidvoch turbín. Nádobu je počas chodu motora doplňovaná vodíkom, ktorý je sem dopravovaný z tepelného výmenníku a časť z neho slúži na tlakovanie nádrže s vodíkom. Tiež sa v konštrukcii nachádzajú nádoby z titánu, ktoré sú naplnené héliom, slúžiacim na tlakovanie nádrží s kvapalným kyslíkom [62], [144].

Tab. 23 Prehľad raketových motorov použitých na rakete Saturn V [143], [144]

Typ raketového motora		F-1	J-2
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		7	3
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	265	200
	vo vákuu	304	421
Ťah [kN]	nad hladinou mora	6 747,5	486,2
	vo vákuu	7 740,5	1033,1



Obr. 30 Motory F-1 na prvom stupni rakety Saturn V s W. von Braunom (vľavo) a raketový motor J2 (vpravo) [145], [146]



### 5.2.6. Motory použité na raketopláne Space Shuttle

Raketoplán Space Shuttle bol prvý vesmírny prostriedok, ktorý bol viacnásobne použiteľný. Celkovo bolo vyrobených šesť raketoplánov, z toho jeden bol testovací a dva boli zničené. Raketoplán Challenger vybuchol pri štarte a raketoplán Columbia pri návrate. Pri oboch nehodách zahynula celá posádka. Prvý let raketoplánu s posádkou sa uskutočnil v roku 1981 a vykonal ho raketoplán Columbia. Celkovo raketoplány Space Shuttle vykonal 135 misií. Posledný let raketoplánu sa uskutočnil v roku 2011 a vykonal ho raketoplán Atlantis. Raketoplány Space Shuttle sa skladali z troch častí: štartovacími stupňami SRB, externou palivovou nádržou a orbitálnou časťou [147].

Štartovacie stupne SRB sú tvorené dvoma raketovými motormi na TPL. Motory vyvinula firma Thiokol a spaľujú palivo PBAN. Dýza motorov je vychovateľná, ablatívne chladená a motory horia približne 124 sekúnd [148].

Raketové motory SSME (Space Shuttle Main Engine) boli vyvinuté firmou Rocketdyne. Jedna sa o jediný znovu použiteľný raketový motor na kryogénne palivá, ktorý pracuje s vysokým tlakom pri uzavretom cykle. Motor spaľuje ako palivo kvapalný vodík a ako okysličovadlo kvapalný kyslík. Motor je regeneratívne chladený kvapalným vodíkom. Pre palivo a okysličovadlo sa tu nachádzajú samostatné hydraulické okruhy s vlastnými dvojitémi turbočerpadlami. Nachádzajú sa tu tiež dva plynové generátory, v ktorých sa pri nedokonalom horení tvorí generátorový plyn a ten ďalej roztáča turbínu paliva a turbínu okysličovadla. Určitá časť paliva a okysličovadla prechádza tepelným výmenníkom, kde sa odparí a vzniknutý plyn slúži na tlakovanie nádrží. Spaľovacia komora a kritická časť dýzy je vytvorená z dvoch častí. Vnútoraná časť je z medenej zliatiny MARLoy a tvorí takzvaný vnútorný plášť. Na jej vonkajšej strane sa nachádza 390 drážok, ktoré slúžia na regeneratívne chladenie. Požadovaná pevnosť sa získala pridaním vonkajšieho plášťa z niklovej zliatiny [62], [149].

Tab. 24 Prehľad motorov použitých na raketoplánoch Space Shuttle [148], [149]

Typ raketového motora		SRB	SSME
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		-	20,41
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	237	363
	vo vákuu	269	453
Ťah [kN]	nad hladinou mora	10 149,4	1 817,4
	vo vákuu	11 519,8	2 278



Obr. 31 Raketový motor SSME (vľavo) a raketoplán Discovery pri štarte (vpravo) [150],  
[151]

Na raketopláne sa nachádzajú ešte raketové motory OME, ktoré slúžia na navedie raketoplánu na obežnú dráhu, manévrovanie a na iniciáciu návratu. Motory vyvinula firma Aerojet a boli navrhnuté tak aby boli schopné vykonať 100 misií a 500 štartov vo vesmíre. Motory spaľujú ako palivo metylhydrazín (MMH) a ako okysličovadlo kvapalný oxid dusičitý ( $N_2O_4$ ). Jedná sa o hypergolickú zmes, čiže nie je potrebné zapáľovanie. Doprava pohonných látok je zabezpečená pretlakovým cyklom a motor je výkyvný [152].

Tab. 25 Prehľad parametrov raketového motoru OME [152]

Typ raketového motoru		OME
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		0,862
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	-
	vo vákuu	316
Ťah [kN]	nad hladinou mora	-
	vo vákuu	26,7



### 5.3. Raketové motory používané v Európe

Prvé nosné rakety v Európe malo Francúzsko pod označením Diamant. Postupom času si ale krajiny v Európe uvedomili, že nie sú tak ekonomicky silné a veľké ako USA alebo ZSSR (Rusko). Vďaka tomu vznikla Európska Vesmírna Agentúra (ESA), ktorá spojuje viaceré európske štáty, ktoré sa podieľajú na spoločnom vesmírnom programe. ESA prebrala skúsenosti, ktoré Francúzi nabrali pri vývoji svojich prvých rakiet a aplikovali ich na rakety z rodiny Ariane.

#### 5.3.1. Motory použité na rakete Diamant

Vývoj na raketách Diamant započal v roku 1962. Celkovo bolo použitých až troch variant rakety Diamant. Raketa Diamant A prvý krát vzlietla v roku 1965 a jednalo sa o trojstupňovú raketu. Na prvom stupni sa nachádzali štyri raketové motory Vexin B a na druhom stupni zas jeden raketový motor Topaze. Obidva motory spaľujú ako palivo nesymetrický dymetilhydrazín a kvapalný oxid dusičitý ako okysličovadlo. Na treťom stupni sa nachádzal raketový motor P6 na tuhé pohonné látky [153], [154], [155].

Tab. 26 Prehľad motorov použitých na raketách Diamant [154], [155], [156], [157]

Typ raketového motora		Vexin B	Vexin C	Topaze	P6
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		-	-	-	-
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	221	221	225	-
	vo vákuu	251	251	255	211
Ťah [kN]	nad hladinou mora	66,4	87,3	106	-
	vo vákuu	75,4	99,1	120,1	29,4
Použité na		Diamant A	Diamant B	Diamant A	Diamant A/B

#### 5.3.2. Motory použité v raketovej rodine Ariane

Prvá raketa z rodiny Ariane bola Ariane 1, ktorá vzlietla prvý krát v roku 1979. Jednalo sa o trojstupňovú raketu, v prípade vynášania ťažšieho nákladu sa použil aj štvrtý stupeň na TPL. Na prvom stupni sa nachádzali štyri raketové motory Viking 2 a na druhom jeden raketový motor Viking 4, obidva motory boli vyvinuté vo Francúzsku. Motory pracujú v otvorenom cykle a ako palivo spaľujú nesymetrický dymetilhydrazín a kvapalný oxid dusičitý ako

okysličovadlo. Na treťom stupni sa nachádza jeden raketový motor HM7-A, ktorý bol vyvinutý v Nemecku. Jeho vývoj začal v roku 1973 a prvý let sa uskutočnil v roku 1979. Motor spaľuje kvapalný vodík ako palivo a kvapalný kyslík ako okysličovadlo v otvorenom cykle. Dýza a spaľovacia komora sú vďaka použitiu kryogénnych palív regeneratívne chladené. V prípade potreby bolo možné použiť štvrtý stupeň s raketovým motorom Mage 1. Jedná sa o raketový motor na TPL, ktorý spaľuje ako palivo HPTB [158].

Tab. 27 Prehľad motorov použitých na rakete Ariane 1 [159], [160], [161], [162]

Typ raketového motora		Viking 2	Viking 4	HM7-A	Mage 1
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		5,5	5,4	3	-
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	248	200	308	220
	vo vákuu	281	296	443	295
Ťah [kN]	nad hladinou mora	611,6	487,1	42,9	14,5
	vo vákuu	693	721	61,7	19,4

Ďalšou dlho používanou raketou z rodiny Ariane bola Ariane 4, ktorej vývoj započal v roku 1982 a prvý let sa uskutočnil v roku 1988. Posledný let sa uskutočnil v roku 2003. Raketa Ariane 4 bola trojstupňová nosná raketa ku ktorej sa dali pripevniť pomocné štartovacie motory na KPL alebo na TPL. Na prvom stupni sa nachádzali štyri raketové motory Viking 2B a na druhom stupni jeden raketový motor Viking 4B. Motory sú nástupcami svojich predchodcov Viking 2 a Viking 4. Palivo, okysličovadlo a aj spôsob dopravy do spaľovacej komory ostali nezmenené. Na treťom stupni sa nachádza raketový motor HM7-B, ktorý je tiež nasledovníkom predošlého raketového motoru HM7-A. Palivo a okysličovadlo ostali rovnaké, podobne ako aj spôsob dopravy do spaľovacej komory. Ako pomocné raketové motory na KPL boli použité motory Viking 5C buď dva alebo štyri po obvode. Motor pracuje v otvorenom cykle a spaľuje kombináciu nesymetrického dymetilhydrazínu a kvapalného oxidu dusičitého. Popríklad mohli byť použité raketové motory P9.5 na TPL v podobnej kombinácii dvoch alebo štyroch po obvode. Motory boli vyrobené francúzskou firmou SNPE a spaľovali ako palivo HTPB. Celková doba horenia bola 29 sekúnd, udávaný ťah nad hladinou mora je 629,6 kN a špecifický impulz nad hladinou mora je 240 sekúnd [163], [164], [165].

Tab. 28 Prehľad motorov použitých na rakete Ariane 4 [164], [166], [167], [168]

Typ raketového motora		Viking 5C	Viking 2B	Viking 4B	HM7-B
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		5,5	5,9	5,85	3,5
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	248	248	210	310
	vo vákuu	278	278	296	447
Ťah [kN]	nad hladinou mora	670,8	642,3	571,1	43,6
	vo vákuu	752	720	805	70

Najmodernejšia a aktuálne používaná raketa z rodiny Ariane je Ariane 5 ECA. Jedná sa o dvojstupňovú nosnú raketu s dvoma pomocnými štartovacími motormi na TPL. Na prvom stupni sa nachádza raketový motor Vulcain 2 od nemeckej firmy Ottobrunn. Bol vyvinutý z raketového motora Vulcain 1, ktorý bol tiež použitý na rakete Ariane 5. Motor funguje v otvorenom cykle a spaľuje kvapalný vodík a kvapalný kyslík. Vďaka použitiu kryogénnych palív je možné regeneratívne chladenie dýzy a spaľovacej komory. Motor je výkyvný a prvý let vykonal v roku 2002. Na druhom stupni sa nachádza raketový motor HM7-B, ktorý bol už použitý na predošlej rakete Ariane 4. Pomocné štartovacie motory na TPL majú označenie P241. Ako palivo je použitá kombinácia chloristanu amónneho (okysličovadlo), hliníkového prášku (reduktor) a polybutadién (pojivo a katalyzátor) [169], [170].



Obr. 32 Raketový motor Vulcain 2 (vľavo) a raketový motor HM7-B (vpravo) [171], [172]

Tab. 29 Prehľad motorov používaných na Ariane 5 [173], [174], [175]

Typ raketového motora		P241	Vulcain 1	Vulcain 2
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		-	10,2	16
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	250	326	318
	vo vákuu	275	431	434
Ťah [kN]	nad hladinou mora	-	773,2	939,5
	vo vákuu	6 470	1 075	1 350

## 5.4. Raketové motory používané v Japonsku

Prvé japonské rakety boli poháňané raketovými motormi na TPL. Prvá Japonská raketa, ktorá vyniesla do vesmíru prvú japonskú družicu, bola raketa Lambda-4S. Jedná sa o štvorstupňovú raketu na TPL. Ďalšou raketovou rodinou, ktorá bola v Japonsku používaná boli rakety Mí, pri ktorých sa využili skúsenosti z rakiet Lambda. Rakety patriace do rodiny Mí boli: Mí-3 (trojstupňová), Mí-4 a M-5 (štvorstupňové). Všetky stupne boli poháňané raketovými motormi na TPL. Najvýkonnejšia z nich bola M-5, ktorá bola schopná vyniesť do vesmíru až 1 800 kg [176], [177].

### 5.4.1. Motory použité v raketovej rodine N

Rakety z rodiny N a hlavne ich prvé stupne sú licencované verzie americkej rakety Thor. Raketa N-1, ktorá využíva komponenty z USA a Japonska vzlietla prvý krát v roku 1975. Jedná sa o trojstupňovú raketu s tromi pomocnými štartovacími motormi na TPL. Na prvom stupni sa nachádza raketový motor MB-3-3 od firmy Rocketdyne. Motor spaľuje kvapalný kyslík a kerozín pomocou otvoreného cyklu. Dýza a spaľovacia komora sú regeneratívne chladené. Na druhom stupni sa nachádza raketový motor japonskej konštrukcie LE-3. Motor spaľuje ako palivo Aerozín-50 a kvapalný oxid dusičitý ako okysličovadlo. Doprava pohonných látok je zabezpečená pretlakovým cyklom. Na treťom stupni sa nachádza raketový motor na TPL Star 37N (TE-M-364-14) o ťahu 38,4 kN. Pomocné štartovacie motory Castor 2 boli licenčne vyrábané v Japonsku, pôvodne sú vyvinuté firmou Thiokol [178], [179], [180].

Ďalšou verziou bola raketa N-2, ktorá mala dvojnásobnú nosnosť. Toto bolo dosiahnuté zväčšením nádrží na prvom stupni, ďalej nahradením raketového motoru LE-3 za licenčný americký raketový motor AJ10-118F. Motor spaľuje ako okysličovadlo kyselinu dusičnú a ako palivo nesymetrický dymetilhydrazín. Doprava pohonných látok je zabezpečená pretlakovým

cyklom. Na treťom stupni nastala tiež zmena a raketový motor TE-M-364-14 nahradil výkonnejší TE-364-4 o ťahu 44 kN. Došlo aj v zmene počtu pomocných raketových motorov Castor 2 z troch na deväť [178], [181].

Tab. 30 Prehľad vybraných raketových motorov [179], [180], [181], [182]

Typ raketového motora		MB-3-3	LE-3	AJ10-118F	Castor 2
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		3,9	-	0,9	-
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	253	-	-	232
	vo vákuu	290	285	306	262
Ťah [kN]	nad hladinou mora	756,1	-	-	229,3
	vo vákuu	866,7	53,34	41,4	258,9
Použité na		N-1, N-2	N-1	N-2	N-1, N-2

### 5.4.2. Motory použité v raketovej rodine H

H-1 je prvá z dvojice rakiet patriacich do rodiny rakiet H. Jedná sa o trojstupňovú raketu a prvý let vykonala v roku 1986. Posledný let sa uskutočnil v roku 1992. Jedná sa o licencovanú verziu americkej rakety Delta a vychádza z rakety N-2. Prvý stupeň a pomocné štartovacie motory má totožné s raketou N-2. Na druhom stupni sa nachádza raketový motor LE-5 od firmy Mitsubishi. Motor spaľuje kvapalný vodík a kvapalný kyslík. Doprava pohonných látok je zabezpečená otvoreným cyklom. Vďaka použitiu kryogenných palív je motor chladený regeneratívne. Na treťom stupni sa nachádza raketový motor na TPL H-1-3 od firmy Nissan. Motor dosahuje ťahu 77 kN a horí 68 sekúnd [183], [184], [185].

H-2 bola ďalšou raketou používanou v Japonsku. Jednalo sa o dvojstupňovú raketu s dvoma pomocnými štartovacími raketovými motormi na TPL. Prvý let sa uskutočnil v roku 1994 a posledný v roku 1999. Pomocné štartovacie motory na TPL H-2-0 sú vyrobené firmou Nissan a dosahujú ťah 1540 kN s dobou horenia 94 sekúnd. Prvý stupeň je celý nový a je navrhnutý japonskými inžiniermi. Osadený je jedným raketovým motorom LE-7, ktorý je navrhnutý firmou Mitsubishi. Motor spaľuje kombináciu kvapalného vodíku a kvapalného kyslíku. Doprava pohonných látok do spaľovacej komory je zabezpečená uzavretým cyklom. Dýza a spaľovacia komora sú regeneratívne chladené vďaka použitiu kryogenných palív. Z motoru LE-7 bol následne odvodený LE-7A. Došlo najmä ku zjednodušeniu konštrukcie a zvýšeniu spoľahlivosti. Na druhom stupni sa nachádzal raketový motor LE-5A, ktorý je odvodený od raketového motoru LE-5. Rozdiel medzi motormi je, že motor LE-5A funguje



v takzvanom otvorenom expanznom cykle. Pri tomto type cyklu nejde všetok vyexpandovaný plyn do turbíny, ale iba malá časť z neho a zvyšný plyn ide priamo do spaľovacej komory. Plyn, ktorý prejde turbínou je vypustený mimo raketový motor a tým pádom sa nepodieľa na ťahu. Výhodou tohto typu cyklu je zvýšenie ťahu motoru. Z motoru bol následne vyvinutý raketový motor LE-5B, ktorý tiež využíva otvorený expanzný cyklus, ale regeneratívne chladená je už len spaľovacia komora. Obidva motory spaľujú kombináciu kvapalného kyslíku a kvapalného vodíku. Z rakety H-2 bola odvodená raketa H-2A, ktorá lieta dodnes [186], [187], [188], [189], [190], [191].

Tab. 31 Prehľad vybraných raketových motorov [184], [188], [189], [190], [192]

Typ raketového motora		LE-7	LE-7A	LE-5	LE-5A	LE-5B
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		12,7	12,1	3,6	4	3,6
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	349	338	-	-	-
	vo vákuu	446	438	450	452	447
Ťah [kN]	nad hladinou mora	843,5	870	-	-	-
	vo vákuu	1 078	1 098	102,9	121,5	137
Použité na		H-2	H-2A	H-1	H-2	H-2A



Obr. 33 Raketový motor LE-7 (vľavo) a raketový motor LE-5 (vpravo) [193], [194]

## 5.5. Raketové motory používané v Indii

Prvá vesmírna raketa, ktorá bola v Indii vypustená bola SLV (Satellite Launch Vehicle). Jednalo sa o štvorstupňovú raketu na TPL, ktorá vzlietla prvý krát v roku 1979. Prvý stupeň dosahoval ťah 543 kN po dobu 52 sekúnd. Palivo bolo tvorené 70 % chloristanom amónnym a 30 % tvorilo pojivo a práškový hliník. Druhý stupeň dosahoval ťah 230 kN po dobu horenia 44 sekúnd a spaľovacia komora bola z ocele. Tretí stupeň vyvíjal ťah 79 kN po dobu horenia 46 sekúnd a spaľovacia komora bola zo sklenených vlákien. Posledný štvrtý stupeň dosahoval ťah 21,1 kN po dobu horenia 32 sekúnd a spaľovacia komora bola tiež zo sklenených vlákien [195].

Ďalšia vesmírna raketa bola PSLV (Polar Satellite Launch Vehicle) a jedná sa o štvorstupňovú raketu s pomocnými štartovacími motormi na TPL. Prvý stupeň je na TPL, druhý stupeň je už na KPL s motorom Viking 4. Tretí stupeň je na TPL a štvrtý je na KPL. Motor na štvrtom stupni spaľuje kvapalný oxid dusičitý a nesymetrický dymetilhydrazín. K prvému úspešnému štartu došlo v roku 1994 [195].

Posledná vyvinutá raketa v Indii je GSLV (Geo-synchronous Satellite Launch Vehicle). Jedná sa o trojstupňovú raketu so štyrmi pomocnými štartovacími motormi a nosnosťou 5 ton na nízku obežnú dráhu a 2 tony na geostacionárnu dráhu. Pomocné štartovacie motory sú na KPL s motormi Viking 2. Prvý stupeň rakety je na TPL, druhý stupeň je na KPL s motorom Viking 2 a na treťom stupni sa nachádza raketový motor RD-56M. Raketový motor RD-56M bol vyvíjaný pre Ruské rakety Proton a Angara. Design bol nakoniec predaný Indii v 90. rokoch minulého storočia. Motor spaľuje kryogénne palivá, teda kvapalný vodík ako palivo a kvapalný kyslík ako okysličovadlo. Motor bol následne nahradený motorom CE-7.5 pri verzii GSLV Mark II. Jedná sa o raketový motor Indickej výroby s uzavretým cyklom. Motor spaľuje kvapalný vodík ako palivo a kvapalný kyslík ako okysličovadlo. Pri verzii GSLV Mark III sa používa raketový motor CE-20. Motor spaľuje kryogénne palivá ako predošlé motory a funguje v otvorenom cykle. Prvý úspešný štart rakety GSLV sa vykonal v roku 2001 [195], [196], [197], [198].

Tab.32 Prehľad motorov použitých na raketách GSLV [196], [197], [198]

Typ raketového motora	RD-56M	CE-7.5	CE-20
Tlak v spaľovacej komore [MPa]	-	5,8	6
Špecifický impulz vo vákuu [s]	461	454	443
Ťah vo vákuu [kN]	73,58	73,5	200
Použité na	GSLV MK. I	GSLV MK. II	GSLV MK. III

## **5.6. Raketové motory používané v Číne**

Prvé dve čínske balistické rakety boli odvodené zo sovietskych rakiet. Prvá z nich DF-1 (Dong-Feng 1) bola čínska verzia sovietskej balistickej rakety R-2. Druhá z nich bola balistická raketa DF-2, ktorá dizajnovovo vychádza zo sovietskej rakety R-12. Raketa DF-1 bola osadená raketovým motorom na kvapalný kyslík a alkohol. Jednalo sa o motor podobný tomu, ktorý bol použitý na rakete V-2 [199], [200].

### **5.6.1. Motory použité na raketovej rodine Dlhý pochod (CZ)**

Prvá raketa patriaca do tejto rodiny bola CZ-1, ktorá bola odvodená od balistickej rakety stredného doletu DF-3. Prvé dva stupne boli priamo prebraté z rakety DF-3, na ktoré sa pridal tretí stupeň s raketovým motorom na TPL. Na prvom stupni sa nachádzali štyri a na druhom stupni jeden raketový motor YF-2A. Motor spaľuje ako okysličovadlo kyselinu dusičnú a nesymetrický dymetilhydrazín ako palivo. Doprava pohonných látok do spaľovacej komory je zabezpečená otvoreným cyklom. Na treťom stupni sa nachádza raketový motor GF-02 na TPL a pohonná látka je na báze polysulfidu. Motor vyvinul ťah 181 kN po dobu horenia 38 sekúnd. Raketa vyniesla prvý čínsky satelit na obežnú dráhu v roku 1970 [201], [202], [203].

Ďalšia z rakiet patriaca do rodiny CZ je CZ-2, ktorá mala prvý krát vzlietnuť v roku 1974, ale raketa nakoniec pri štarte zlyhala. Jednalo sa o dvojstupňovú raketu na KPL. Na prvom stupni sa nachádzali štyri raketové motory YF-20A. Na druhom stupni sa nachádzal raketový motor YF-22/23. Obidva raketové motory pracujú v otvorenom cykle a spaľujú kombináciu kvapalného oxidu dusičitého s nesymetrickým dymetilhydrazínom. Najmodernejšia verzia rakety CZ-2 je CZ-2F. Jedná sa o dvojstupňovú raketu so štyrmi pomocnými raketovými motormi na KPL YF-20B. Na prvom stupni sa tiež nachádzajú štyri raketové motory YF-20B. Na druhom stupni sa nachádza jeden raketový motor YF-25/23. Obidva motory sú vyvinuté z motorov použitých na rakete CZ-2. Palivo a okysličovadlo ostalo rovnaké, aj spôsob dopravy pomocou otvoreného cyklu [204], [205].

Ďalšie rakety z rodiny CZ boli CZ-3 a CZ-4. Obidve boli v základnej verzii trojstupňové. Raketa CZ-3 mala ešte upravené verzie, ktoré používali buď dva alebo štyri pomocné štartovacie motory na KPL YF-20B. Raketa CZ-3 mala na prvom stupni štyri raketové motory YF-20A a raketa CZ-4 zas 4 raketové motory YF-20B. Druhé stupne sú osadené rovnakými motormi aké boli použité na CZ-2 a CZ-2F. Najväčší rozdiel nastal až na treťom stupni. Raketa CZ-3 mala na treťom stupni štvorkomorový raketový motor YF-73 alebo vo verzii CZ-3C raketový motor YF-75. Obidva motory spaľujú kombináciu kvapalného kyslíku



a kvapalného vodíku, v otvorenom cykle. Vďaka použitiu kryogénnych palív je možné regeneratívne chladiť dýzu a spaľovaciu komoru. Raketa CZ-4 mala na treťom stupni raketový motor YF-40. Motor spaľuje kombináciu kvapalného oxidu dusičitého s nesymetrickým dymetilhydrazínom v otvorenom cykle [206], [207], [208].

Tab. 33 Prehľad vybraných raketových motorov [202], [209], [210], [211], [212]

Typ raketového motora		YF-2A	YF-20A	YF-20B	YF-22/23	YF-25/23
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		7,1	7,1	7,1	7,1	7,1
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	241	259	259	270	260
	vo vákuu	268	289	289	295	295
Ťah [kN]	nad hladinou mora	275,3	672	731,5	697,4	732,4
	vo vákuu	306,1	750,2	816,3	762	831
Použité na		CZ-1	CZ-2/3	CZ-2F/4	CZ-2/3	CZ-2F/4

Tab. 34 Prehľad motorov použitých na tretích stupňoch [213], [214], [215]

Typ raketového motora	YF-73	YF-75	YF-40
Tlak v spaľovacej komore [MPa]	2,59	3,76	-
Špecifický impulz vo vákuu [s]	425	440	295
Ťah vo vákuu [kN]	11	78,5	49
Použité na	CZ-3	CZ-3C	CZ-4

Aktuálne najvýkonnejšou čínskou raketou je CZ-5, ktorá dokáže vyniesť na eliptickú geostacionárnu obežnú dráhu až 13 ton. Vo verzii CZ-5B, ktorá má len jeden stupeň a štyri pomocné štartovacie motory dokáže vyniesť na nízku obežnú dráhu až 23 ton. CZ-5 je dvojstupňová raketa so štyrmi pomocnými raketovými motormi, podľa potreby sa môže použiť aj tretí stupeň. Pomocné štartovacie motory sú na KPL a každý z nich má dva raketové motory YF-100. Vývoj raketového motora započal v roku 2000 a prvá statická skúška sa vykonala v roku 2005. Motor spaľuje ako palivo kerozín a ako okysličovadlo kvapalný kyslík. Motor pracuje v uzavretom cykle a využíva regeneratívne chladenie. Časť plynného kyslíku, ktorý vznikne odparením v tepelnom výmenníku následne slúži na tlakovanie nádrže s kvapalným kyslíkom. Na prvom stupni sa nachádzajú dva raketové motory YF-77, ktoré spaľujú kryogénne palivá. Motor spaľuje kvapalný vodík ako palivo a kvapalný kyslík ako okysličovadlo v otvorenom cykle. Spaľovacia komora a jej kritický prierez sú regeneratívne chladené a dýza

je chladená spôsobom kedy na dýzu je vystrekovaná chladná kvapalina ktorá ju ochladzuje. Na druhom stupni sa nachádzajú dva raketové motory YF-75D, ktoré sú vyvinuté z raketového motora YF-75. Motor spaľuje kombináciu kvapalného vodíku s kvapalným kyslíkom a pracuje v expanznom cykle. Tiež je schopný viacnásobného reštartu [216], [217], [218], [219].

Tab. 35 Prehľad vybraných raketových motorov [217], [218], [219], [220]

Typ raketového motora		YF-100	YF-77	YF-75D	YF-115
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		18	10,2	4,1	12
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	300	320,1	-	-
	vo vákuu	335	430,1	442	341,5
Ťah [kN]	nad hladinou mora	1 200	518	-	147,1
	vo vákuu	1 340	700	88,36	176,5
Použité na		CZ-5(B)/6/7	CZ-5	CZ-5	CZ-6/7

Ďalším používaním motorom je YF-115, bol vyvíjaný zároveň s motorom YF-100 v roku 2000. Motor YF-115 je menšia verzia motoru YF-100, spaľuje rovnaké palivo a okysličovadlo v uzavretom cykle. Motor je použitý na druhých stupňoch rakiet CZ-6 a CZ-7 [220].



Obr. 34 Raketový motor YF-100 (vľavo), raketový motor YF-77 (uprostred) a raketový motor YF-75D (vľavo) [221], [222], [223]

## 6. Raketové motory súkromných spoločností

Koncom 20. storočia a najmä v 21. storočí vznikajú súkromné vesmírne spoločnosti, ktoré sa pokúšajú preraziť vo vesmírnom priemysle. Vyvíjajú vlastné raketové nosiče s vlastnými raketovými motormi. Nižšie budú popísané raketové motory troch spoločností a to SpaceX ako tie najúspešnejšie, Blue Origin ako najväčší konkurent SpaceX a Rocket Lab. Medzi takéto spoločnosti okrem týchto troch patria aj Virgin Galactic, Astra, Galactic Energy a ďalšie.

### 6.1. Raketové motory SpaceX

Spoločnosť SpaceX bola založená v roku 2002 Eleonom Muskom. Jedným z cieľov spoločnosti je zníženie nákladov, ktoré sú potrebné na vynesenie nákladu do vesmíru. Tento cieľ sa im podarilo naplniť v momente, keď v roku 2015 úspešne pristáli s prvým stupňom rakety Falcon 9. Medzi ďalšie úspechy SpaceX a ich motorov je vynesenie vlastnej vesmírnej lode Dragon 1 v roku 2010. Ďalším významným úspechom je vynesenie ľudskej posádky na ISS v roku 2020. Jedná sa o prvý let ľudskej posádky v kozmickej lodi a rakete, ktoré vyvinula súkromná spoločnosť [224].

#### 6.1.1. Raketové motory Merlin

Všetky raketové motory Merlin pracujú v otvorenom cykle a spaľujú kombináciu kvapalného kyslíku s kerozínom. Prvým motorom z tejto rodiny bol Merlin 1A [225].

Prvý viac používaný raketový motor Merlin bol Merlin 1C. Motor bol použitý na rakete Falcon 1 a Falcon 9. Motor má regeneratívne chladenú dýzu a spaľovaciu komoru vďaka kerozínu. Ten prúdi chladiacim traktom v množstve 45 kg za sekundu a je schopný absorbovať až 10 megawattov tepelnej energie. Motor vyniesol raketu Falcon 1 na obežnú dráhu ako vôbec prvú raketu vyrobenú súkromnou firmou v roku 2008. Z Merlinu 1C bol vyvinutý raketový motor Merlin 1CV. Motor je takmer totožný so svojím predchodcom, rozdiel je v tom, že Merlin 1CV je určený na pohon vo vákuu. Má väčšiu expanznú dýzu a väčšiu výfukovú časť na maximalizovanie účinnosti motora vo vesmíre (vákuu) [225].

Ďalšími používanými motormi Merlin boli Merlin 1D a Merlin 1DV. Motory sú používané na raketách Falcon 9 v.1.1 a Falcon Heavy. Merlin 1D bol vyvinutý medzi rokmi 2011 a 2012, a prvý let vykonal v roku 2013. Oproti predošlej verzii došlo k zvýšeniu výkonu, spoľahlivosti a lepšej vyrobiteľnosti (jednoduchosť). Pri verzii Merlin 1DV, ktorá slúži na

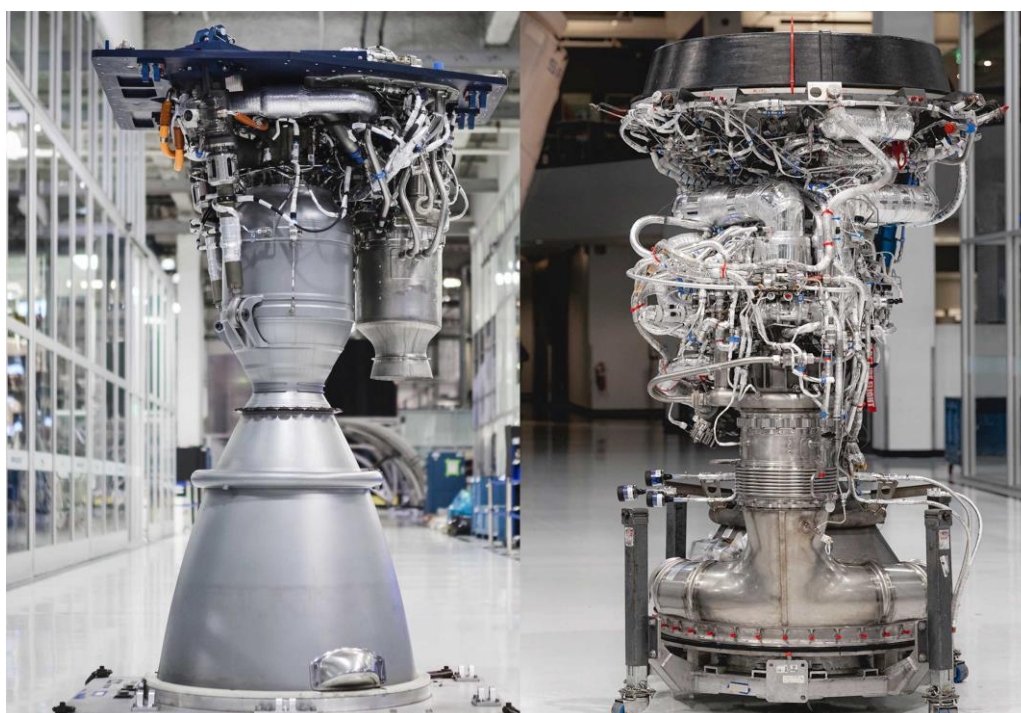
pohon druhého stupňa vo vákuu došlo najmä k zvýšeniu špecifického impulzu. Z týchto motorov boli následne odvodené motory Merlin 1D+ a Merlin 1DV+, ktoré sú používané na raketách Falcon 9 v.1.2 [225].

Tab. 36 Prehľad motorov Merlin používaných na prvých stupňoch [226]

Typ raketového motora		Merlin 1A	Merlin 1C	Merlin 1D	Merlin 1D+
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		5,39	6,14	9,72	10,8
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	253,7	267	282	288,5
	vo vákuu	288,5	304,8	320	312
Ťah [kN]	nad hladinou mora	324,7	422,6	654,3	845,2
	vo vákuu	369,2	482,6	742,4	914,1

Tab. 37 Prehľad motorov Merlin používaných na druhých stupňoch [226]

Typ raketového motora	Merlin 1CV	Merlin 1DV	Merlin 1DV+
Tlak v spaľovacej komore [MPa]	6,14	9,72	10,8
Špecifický impulz vo vákuu [s]	336	347	348
Ťah vo vákuu [kN]	787,3	806,1	934,1

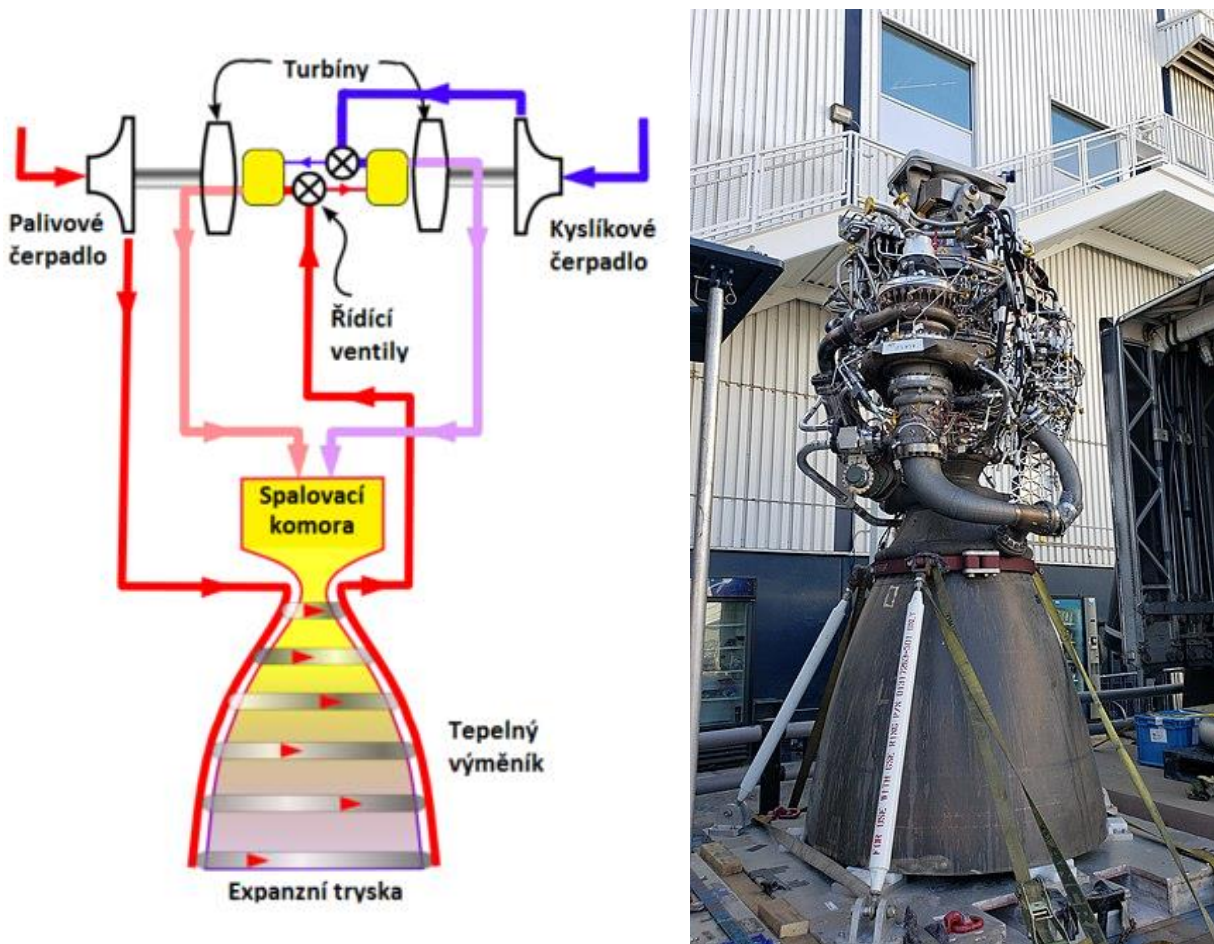


Obr. 35 Raketový motor Merlin 1D (vľavo) a raketový motor Merlin 1DV (vpravo) [227]



### 6.1.2. Raketový motor Raptor

Raketový motor Raptor je vyvíjaný pre vesmírnu loď Straship a raketu Super Heavy. Podobne ako motory Merlin aj Raptor bude mať takzvaná vákuovú verziu. Motor spaľuje ako palivo kvapalný metán a ako okysličovadlo kvapalný kyslík. Motor pracuje v upravenom uzavretom cykle takzvanom full-flow staged combustion cycle. Pri tomto cykle sa nachádzajú dve oddelené turbíny na oddelených hriadeľoch a dva plynové generátory. Jedna z turbín je poháňaná generátorovým plynom bohatým na okysličovadlo a druhá plynom bohatým na palivo. Výhodou tohto variantu je, že turbíny pracujú v nižších teplotách a pri nižšom tlaku, vďaka zvýšenému hmotnostnému prietoku pohonných látok. To má za následok dlhšiu životnosť motora a vyššiu spoľahlivosť. Raketový motor Raptor prvý krát vzlietol v roku 2019 a stal sa prvým raketovým motorom s plným prietokom v uzavretom cykle, ktorý vzlietol. Motor Raptor dosiahol v auguste 2020 pri skúške tlak v spaľovacej komore 33 MPa a tým prekonal rekord, ktorý stanovil raketový motor RD-701. Motor dosahuje ťah 2 MN a je ešte stále vo vývoji [228], [229], [230].



Obr. 36 Full-flow staged combustion cycle (vľavo) a raketový motor Raptor (vpravo) [231]

## 6.2. Raketové motory Blue Origin

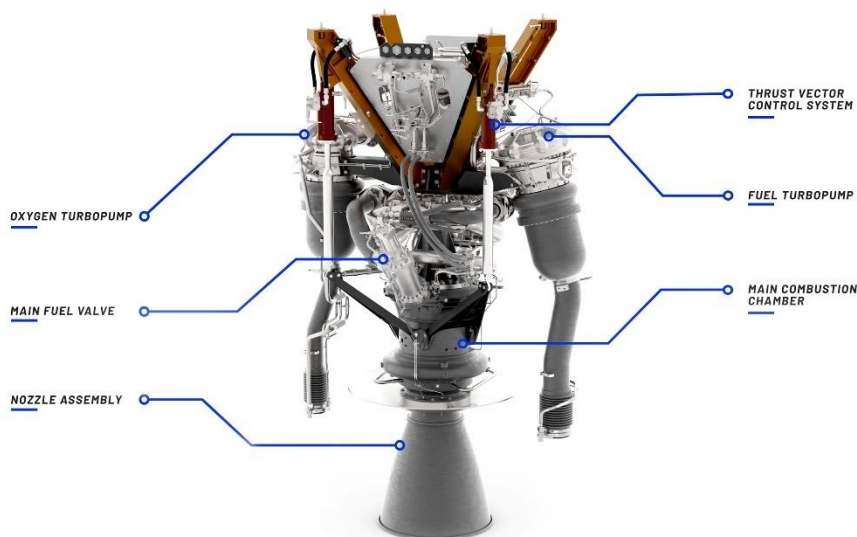
Firma Blue Origin bola založená v roku 2000 Jeffom Bezosom. Spoločnosť má podobné ciele ako SpaceX. To je hlavne zníženie nákladov na vynesenie nákladu do vesmíru a znovu použitie raketových nosičov [232].

### 6.2.1. Raketové motory Blue Engine (BE)

Prvý raketový motor spoločnosti Blue Origin bol BE-1. Motor pracuje pretlakovým cyklom a ako palivo slúži peroxid. Motor vyvinul ťah 9 kN nad hladinou mora [232], [233].

Ďalším motorom bol BE-2, ktorý spaľoval kerozín ako palivo a peroxid ako okysličovadlo. Doprava pohonných látok bola zabezpečená pomocou turbočerpadiel. Motor dosahoval ťah 140 kN nad hladinou mora [232], [233].

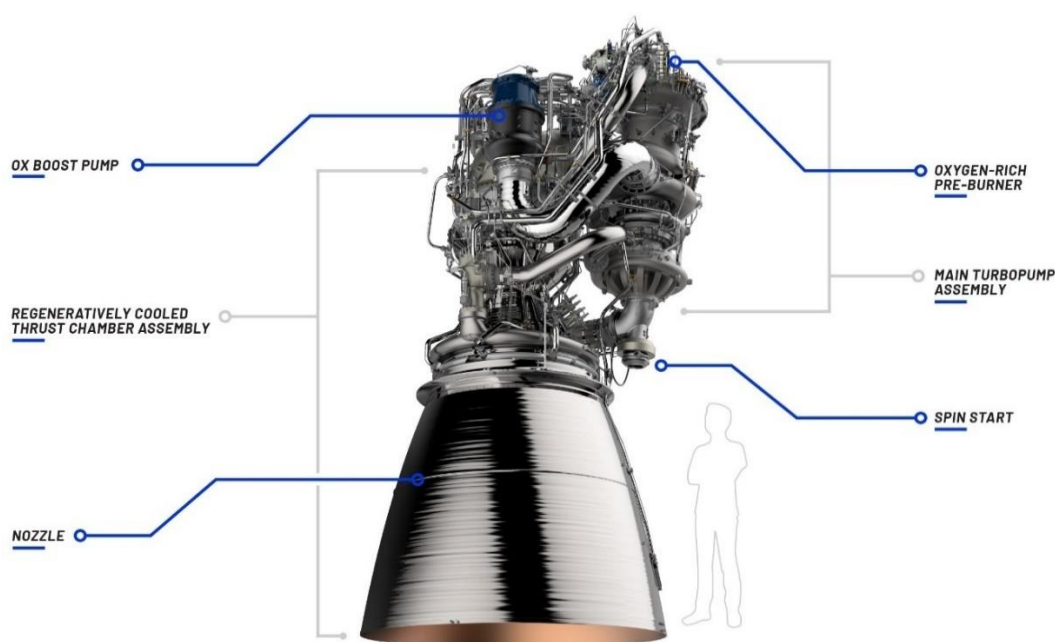
Ďalšími dvoma motormi sú BE-3PM a BE-3U. Motory spaľujú ako palivo kvapalný vodík a ako okysličovadlo kvapalný kyslík. Motor BE-3PM pracuje v otvorenom cykle a motor BE-3U pracuje v expanznom cykle. Motor BE-3PM je navrhnutý na použitie na prvom stupni suborbitálnej rakety New Shepard a motor BE-3U je navrhnutý na použitie na vyšších stupňoch, kvôli čomu má aj väčšiu dýzu a upravenú turbínu. Raketový motor BE-3PM generuje ťah 490 kN nad hladinou mora a motor BE-3U ktorý je stále vo vývoji generuje ťah 710 kN vo vákuu [232], [234].



Obr. 37 Raketový motor BE-3PM [235]

Aktuálne vyvíjanými motormi sú BE-4 a BE-7. Raketový motor BE-4 spaľuje ako palivo kvapalný metán a ako okysličovadlo kvapalný kyslík. Motor pracuje v uzavretom cykle a je schopný vyvinúť ťah 2 400 kN. Plynny metán, ktorý vznikne v tepelnom výmenníku je

odvedený do plynového generátora a časť z neho je použitá na tlakovanie palivovej nádrže. Dýza a spaľovacia komora sú regeneratívne chladené. Vývoj raketového motora započal v roku 2011 a prvú statickú skúšku vykonal v roku 2017. Dva motory majú byť použité na novej nosnej rakete Vulcan a sedem motorov na rakete New Glenn od spoločnosti Blue Origin. Motor BE-7 je navrhnutý pre lunárny modul spoločnosti Blue Origin. Motor disponuje veľkým špecifickým impulzom a je schopný viacnásobného reštartu. Motor pracuje v expanznom cykle a spaľuje kombináciu kvapalného vodíku s kvapalným kyslíkom. Ťah, ktorý generuje raketový motor BE-7 dosahuje hodnotu 40 kN vo vákuu. Momentálne sa doladzuje dizajn a prebiehajú statické skúšky [236], [237].



Obr. 38 Raketový motor BE-4 [238]

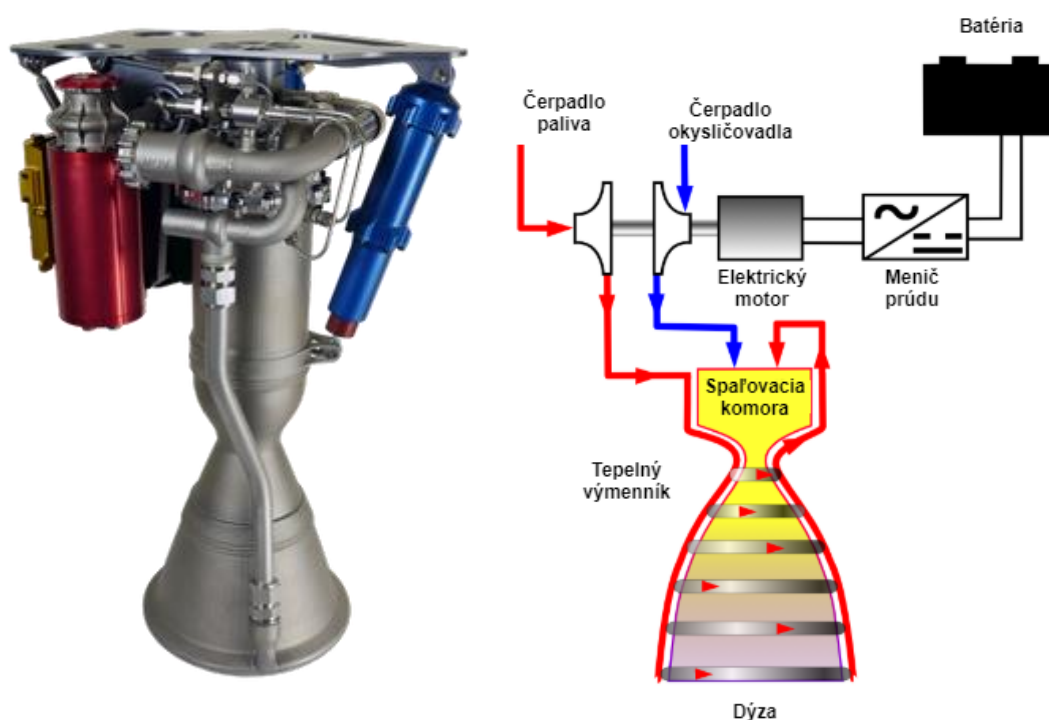
### 6.3. Raketové motory spoločnosti Rocket Lab

Spoločnosť bola založená v roku 2006 na Novom Zélande Petrom Beckom. Aktuálne ma spoločnosť aktívnu raketu Electron s nosnosťou 300 kg na nízku obežnú dráhu. Kvôli nízkej nosnosti vynáša do vesmíru malé satelity a cubesaty. Jedná sa o dvojstupňovú raketu na KPL. Momentálne ešte spoločnosť vyvíja raketu Neutron, ktorá bude schopná vyniesť do vesmíru náklad o hmotnosti 8000 kg na nízku obežnú dráhu [239], [240], [241].

#### 6.3.1. Raketový motor Rutherford

Raketa Electron má na prvom stupni deväť raketových motorov Rutherford v atmosférickej verzii a jeden raketový motor Rutherford vo vákuovej verzii na druhom stupni.

Raketový motor spaľuje kvapalný kyslík ako okysličovadlo a kerozín ako palivo. Jedná sa o prvý 3D vytlačený raketový motor, ktorý využíva elektrický motor na pohon čerpadiel a tie dopravujú pohonné látky do spaľovacej komory. Týmto spôsobom je všetko palivo spaľované v spaľovacej komore a nie je tu potrebný plynový generátor na pohon turbočerpadiel. Elektrický motor je napájaný z batérií a ten je spojený s čerpadlami pomocou hriadeľu. Motory Rutherford v atmosférickej verzii majú ťah pri štarte 190 kN a maximálny ťah, ktorý vyvinú pri lete je 224 kN. Špecifický impulz dosahuje hodnoty 311 sekúnd. Vákuová verzia motoru Rutherford dosahuje ťah 25,8 kN a špecifický impulz hodnotu 343 sekúnd [240].



Obr. 39 Raketový motor Rutherford (vľavo) a schéma použitého cyklu (vpravo) [242], [243]

## 7. Raketový motor typu aerospike

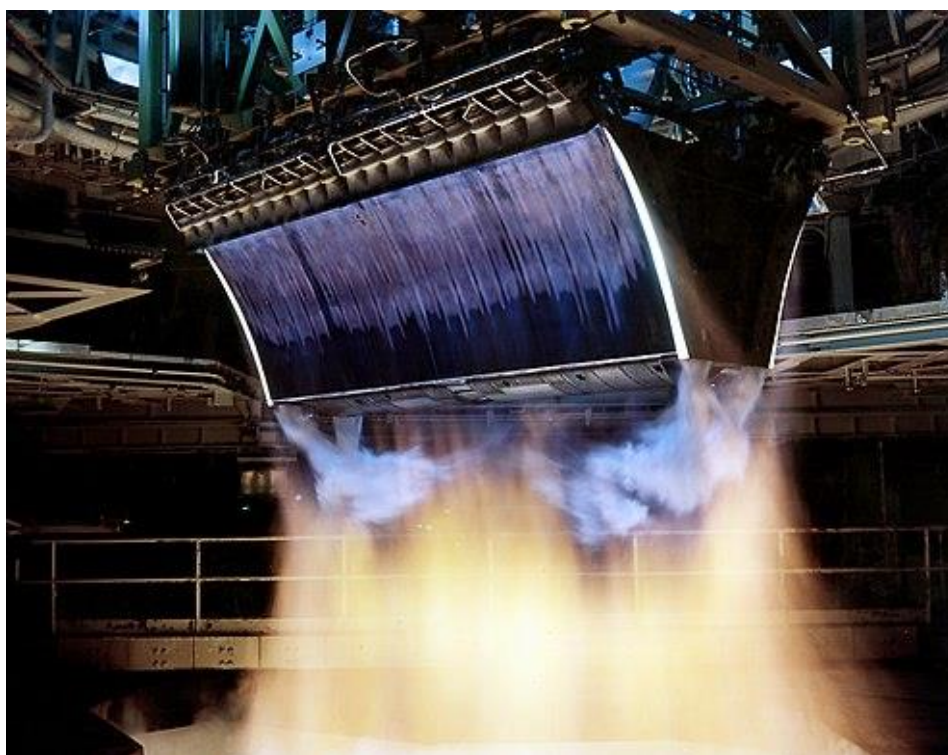
Pri raketových motoroch typu aerospike, je dýza nahradená centrálnym telesom a výtokové plyny, prúdia zo spaľovacej komory po vonkajšej stene centrálnneho telesa a popri tom vstupujú do atmosféry. Okolité atmosféra sa chová ako pružná membrána pre výtokové plyny, ktoré majú nadzvukovú rýchlosť. Hlavným princípom fungovania tohto typu motora je predpoklad, že tlak okolitej atmosféry počas celého letu bude v rovnováhe s tlakom vytekajúcich plynov. Dôsledkom čoho by mala byť väčšia účinnosť takéhoto raketového motora počas letu rakety. Raketový motor s klasickou dýzou má maximálnu účinnosť len v jednom bode počas letu. Prvým takýmto testovaným raketovým motorom bol XRS-2200 od



firmy Rocketdyne. Pôvodne mal byť motor použitý na demonštrátore X-33, ktorý mal slúžiť na testovanie technológie pre budúcu kozmickú loď. Motor je odvodený od raketového motora J-2S a spaľuje kombináciu kvapalného kyslíku s kvapalným vodíkom. Doprava pohonných látok je zabezpečená otvoreným cyklom. Vývoj motora bol ukončený v roku 1999. Celkovo vykonal raketový motor XRS-2200 73 statických skúšok, celkovo motory pracovali až 4 000 sekúnd. V roku 2001 bol zrušený vývoj experimentálneho raketoplánu X-33 a tým aj financovanie motora XRS-2200. Ďalší výskum raketových motorov typu aerospike prebiehal hlavne na pôde univerzít. Aktuálne vyvíja a vyvinula raketový motor typu aerospike spoločnosť ARCA. Motor spoločnosti ARCA nespája žiadne palivo, ale na pohon využíva vodu. Voda sa v nádrži ohreje na 250 stupňov Celzia a pri vstreknutí do spaľovacej komory sa okamžite odparí. Vodná para je potom zrýchlená dýzou a vyvíja ťah [244], [245], [246].

Tab. 38 Prehľad vlastností raketového motora XRS-2200 [245]

Typ raketového motora		XRS-2200
Tlak v spaľovacej komore [MPa]		5,8
Špecifický impulz [s]	nad hladinou mora	339
	vo vákuu	439
Ťah [kN]		1 192

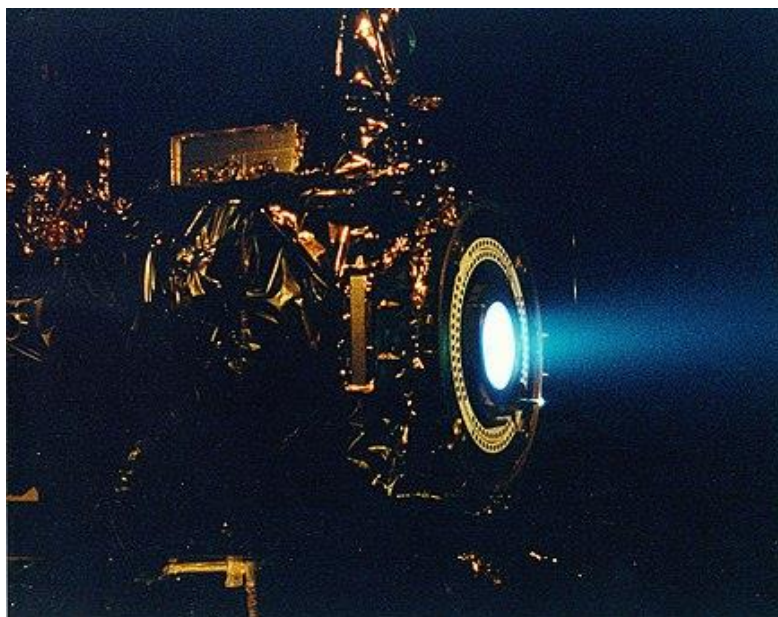


Obr. 40 Raketový motor XRS-2200 [247]

## 8. Fyzikálne druhy pohonu

Aktuálne používané fyzikálne druhy pohonu sú na stlačený plyn a iónové. Motory na stlačený plyn využívajú natlakovaný plyn, ktorý je uskladnený v nádržiach a následne je cez trysku vypúšťaný pomocou ventilu. Ich výhodou je jednoduchosť, spoľahlivosť, jednoduchá regulácia ťahu a možnosť opakovateľného reštartu. Najčastejšie sa využíva ako stlačený plyn dusík, ktorého špecifický impulz sa pohybuje v rozmedzí 600 až 760 N.s/kg (cca 61 až 77 sekúnd). Ďalším menej používaným je hélium, ak by sa použilo vodíku, tak je možné dosiahnuť až 2 000 N.s/kg (204 sekúnd). Vyšší špecifický impulz je zabezpečený vďaka nízkej molekulovej hmotnosti vodíka a tlaku v expanznej komore. Ťah, ktorý dosahujú motory na stlačený plyn je v rozmedzí 100 nN až 10 N. Motory na stlačený plyn slúžia najmä ako orientačné a stabilizačné motory [2].

Iónové raketové motory fungujú na princípe, kedy je pracovná látka ionizovaná a urýchlená elektrostatickým polom. Motory iónové môžu pracovať len vo vákuu a majú veľmi nízky ťah. Zato ich výhodou je veľký špecifický impulz v rozmedzí 30 000 až 300 000 N.s/kg (3 058 až 30 581 sekúnd). Ako pracovná látka sa používajú pary ľahko ionizovateľných kovov ako cézium a rubídium, poprípade plynov ako dusík, hélium, argón a ďalších. Motory majú využitie na dlho trvajúcich vesmírnych misiách ako pohon vesmírnych sond kvôli zrýchleniu, ktoré sondám udeľuje (rádovo  $0,01 \text{ m/s}^2$ ). Prvá sonda s dlho trvajúcim iónovým raketovým motorom bola Deep Space 1. Aktuálne sa vyvíja iónový motor pre vesmírnu stanicu Geatway, ktorá sa bude nachádzať na orbite Mesiaca [2], [8], [248].



Obr. 41 Iónový motor NSTAR použitý na sonde Deep Space 1 [249]

Ďalším vyvíjaným fyzikálnym pohonom boli jadrové motory. Pri týchto motoroch sa pracovná látka vyparuje a ohrieva na vysokú teplotu v atómovom reaktore. Jadrové reaktory môžu byť s pevným jadrovým palivom, kvapalným jadrovým palivom, plynným jadrovým palivom a kombinované. Výhodou je veľký špecifický impulz až 8 000 N.s/kg. Nevýhodou sú vysoké výrobné náklady a možnosť zamorenia rádioaktívnymi látkami. Preto sa o nich uvažuje ako o pohone vyšších stupňov rakiet. V 60. rokoch bol v USA vyvíjaný prototyp jadrového motoru, v ktorom sa nachádzal jadrový reaktor s pevným jadrovým palivom. Motor bol vyvíjaný rámci projektu NERVA. Motor dosahoval ťah 350 kN. Celý projekt bol ukončený v roku 1972. Podobný projekt sa uskutočnil aj v ZSSR (Rusku), ale žiadny z navrhnutých motorov nebol otestovaný. Motory mali byť použité na urýchľovanie ťažkých pilotovaných kozmických lodí, pri vesmírnych misiách k iným planétam a dopravovanie ťažkých nákladov k Mesiacu. Momentálne prebieha vývoj kozmickej lode s jadrovým pohonom, pod záštitou americkej armády. Do prvej fázy programu boli vybrané firmy General Atomics, Blue Origin a Lockheed Martin. Prvá fáza obsahuje demonštrátor nukleárno-termálneho pohonu (NTP) programu DRACO [2], [250], [251], [252].

Medzi ďalšie fyzikálne pohony patria motory elektrotermálne, ktoré pracujú na princípe ohrievania pracovnej látky na vysokú teplotu a následne uniká dýzou von. Medzi výhody patrí vysoký špecifický impulz v hodnotách 10 000 až 35 000 N.s/kg (1 019 až 3 568 sekúnd), jednoduchosť, riadenie ťahu a možnosť viacnásobného reštartu. Nevýhodou je vysoká spotreba elektrickej energie. Ďalším sú motory magnetohydrodynamické, ktoré sú podobné motorom iónovým. Len namiesto elektrického pola je k urýchľovaniu použité magnetické pole. Výhodou je, že magnetickým polom sú urýchľované nielen ióny, ale aj záporné častice (elektróny). Špecifický impulz dosahuje hodnotu podobnú ako pri iónových motoroch. Posledným typom sú motory fotónové, ktoré využívajú k pohybu sústredný tok fotónov. Motory majú vysoký špecifický impulz až 300 000 N.s/kg (30 000 sekúnd) pri použití slnečných plachetníc je špecifický impulz takmer nekonečný. Problémom je, že nemáme efektívny spôsob vytvárania svetla a dosahujú malý ťah. Prvou umelou družicou, ktorá využila slnečnú plachetnicu ako hlavný pohon bola japonská sonda IKAROS v roku 2010 [2], [8], [253].

## Záver

Hlavným cieľom tejto bakalárskej práce bolo, poskytnúť čitateľovi ucelený prehľad historického vývoja raketových motorov a zoznámiť ho s princípom reaktívneho pohonu i jeho typmi, pre jednoduchšie pochopeniu rozoberaných raketových motorov.

V počiatku boli rakety na TPL používané pri oslavách podobne ako dnešné ohňostroje. Postupne sa začali používať na vojenské účely a vďaka tomu boli rozšírené po Eurázii. Postupným vývojom sa dospelo až k raketovým motorom na KPL. Jedna z najúspešnejších rakiet s raketovým motorom na KPL bola nemecká V-2. Jednalo sa o prvú balistickú raketu na svete a bola použitá na ciele v Anglicku a Francúzsku. Z V-2 boli odvodené aj prvé balistické rakety USA a ZSSR, ktoré mali motor odvodený z motoru použitého na rakete V-2. Kvôli použitiu prvých atómových zbraní na konci druhej svetovej vojny a ich následným vývojom, bola potreba spoľahlivého raketového nosiča na dopravu atómovej hlavice na územie nepriateľa. V tomto období prebiehali aj vesmírne preteky, vďaka ktorým začal vývoj nových raketových motorov, z ktorých sa niektoré dodnes používajú vo vynovenej verzii. Z rôznych balistických rakiet boli odvodené mnohé vesmírne raketové nosiče.

Pri jednotlivých raketových rodinách stoja za zmienku motory z raketovej rodiny R-7 RD-107 a RD-108, ktoré dopravili na obežnú dráhu prvú umelú družicu, ale aj prvého človeka. Motory sa vo vylepšenej verzii používajú dodnes na raketách Sojuz. V ZSSR došlo aj k vyvinutiu prvého raketového motora s uzavretým cyklom pod vedením V. P. Gluška, jednalo sa o raketový motor RD-253 používaného na raketách z rodiny Proton. Medzi jedny z najvýkonnejších raketových motorov na KPL patria ruské raketové motory RD-171 a RD-191. Vďaka ich výkonu a nízkej cene nákladov si ich zabezpečila aj americká vláda vo verzii RD-180, a sú používané na raketách Atlas V. V ZSSR (Rusku) vznikol aj raketový motor na trojzložkové palivá, jedná sa o raketový motor RD-701. V USA vznikol prvý raketový motor na kryogénne pohonné látky RL-10, ktorý využíva expanzný cyklus na dopravu pohonných látok. Ďalším významným raketovým motorom je F-1, ktorý bol použitý na prvom stupni rakety Saturn V. Jedná sa o najväčší raketový motor aký bol kedy vyvinutý a ktorý vzlietol. Za zmienku stojí aj raketový motor SSME, ktorý vďaka svojmu vysokému výkonu a viacnásobnému použitiu zohral veľkú rolu pri raketoplánoch Space Shuttle a jeho budúce nasadenie je zaručené. Čína a Japonsko pri svojich prvých raketových motoroch vychádzali z motorov používaných v ZSSR (Čína) a v USA (Japonsko). Až po určitej dobe došlo k vlastnému vývoju raketových motorov. ESA využíva vlastné raketové motory a ich licencované verzie sú používané v Indii.

Raketové motory na KPL sa aktuálne využívajú na raketových nosičoch, ktoré sú určené na let do vesmíru vďaka ich vyššiemu výkonu, možnosti regulácie ťahu a opätovného reštartu. Motory na TPL sa využívajú ako pomocné štartovacie motory a ich najväčšie využitie je v armáde vďaka ich spoľahlivosti, okamžitému nasadeniu a jednoduchšej manipulácii.

Ďalší vývoj raketových motorov sa bude uberať smerom viacnásobného použitia, podobne ako to už robí SpaceX, Blue Origin a Rocket Lab. Čo z ekonomického hľadiska je veľmi výhodné, vďaka nízkym nákladom za vynesenie jedného kilogramu nákladu na obežnú dráhu Zeme. Ďalej budú raketové motory slúžiť na vesmírnu turistiku pri suborbitálnych letoch, na ktoré sa už chystá spoločnosť Blue Origin, ale aj firma Virgin Galactic. Snaha vyvinutia výkonnejších raketových motorov, ktoré dostanú ľudí na Mars, ale aj späť na Mesiac. S tým je spojený aj vývoj nových raketových nosičov. Prebiehať bude ďalej aj vývoj fyzikálnych pohonov a ich možné použitie pri vesmírnom výskume. Ako bolo spomenuté, prebieha aj vývoj raketových motorov typu aerospike, ktoré by mohli zvýšiť účinnosť samotných raketových motorov.

Táto téma je veľmi obsiahla, preto som sa zameral na raketové motory, ktoré boli použité pri vesmírnom výskume a ich prínose pre vedu. Podrobne by sa dali rozpísať aj jednotlivé fyzikálne pohony a ich princíp fungovania a raketové motory na TPL s jednotlivými palivami.

## Zdroje

- [1] Raketový motor. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://sk.wikipedia.org/wiki/Raketov%C3%BD\\_motor](https://sk.wikipedia.org/wiki/Raketov%C3%BD_motor)
- [2] LÁLA, Petr a Antonín VÍTEK. *Malá encyklopedie kosmonautiky*. Vyd. 1. Praha: Mladá fronta, 1982. Malá encyklopedie (Mladá fronta).
- [3] MAJER, Dušan. Raketové počítání snadno a rychle. *Kosmonautix.cz* [online]. 2021 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://kosmonautix.cz/2015/06/raketove-pocitani-snadno-a-rychle/>
- [4] *Solid rocket engine* [online]. Hamilton: The University of Waikato Te Whare Wananga o Waikato, © 2007-2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://www.sciencelearn.org.nz/images/410-solid-rocket-engine>
- [5] LEJČEK, L. *Kosmické pohony, soubor prezentací ČVUT Praha*.
- [6] Solid Rocket Motors. *Aerospace Engineering* [online]. Aerospace Engineering [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.aerospacengineering.net/1255/>
- [7] KUSÁK, J. a F. LUDVÍK. *Raketová technika (Raketové motory)*. Univerzita Pardubice, 2004.
- [8] Pohonné systémy. *MEK -Mala encyklopedie kosmonautiky* [online]. [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://mek.kosmo.cz/zaklady/rakety/motory.htm>
- [9] Raketový motor na kvapalné pohonné látky. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [https://sk.wikipedia.org/wiki/Raketov%C3%BD\\_motor\\_na\\_kvapaln%C3%A9\\_pohon%C3%A9\\_l%C3%A1tky](https://sk.wikipedia.org/wiki/Raketov%C3%BD_motor_na_kvapaln%C3%A9_pohon%C3%A9_l%C3%A1tky)
- [10] Pressure-fed engine. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Pressure-fed\\_engine](https://en.wikipedia.org/wiki/Pressure-fed_engine)
- [11] Expander cycle. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Expander\\_cycle](https://en.wikipedia.org/wiki/Expander_cycle)
- [12] Pressure-fed rocket cycle. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Pressure-fed\\_engine#/media/File:Pressure\\_fed\\_rocket\\_cycle.svg](https://en.wikipedia.org/wiki/Pressure-fed_engine#/media/File:Pressure_fed_rocket_cycle.svg)
- [13] Expander rocket cycle. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Expander\\_cycle#/media/File:Expander\\_rocket\\_cycle.svg](https://en.wikipedia.org/wiki/Expander_cycle#/media/File:Expander_rocket_cycle.svg)
- [14] Gas-generator rocket cycle. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Gas-generator\\_cycle#/media/File:Gas\\_generator\\_rocket\\_cycle.svg](https://en.wikipedia.org/wiki/Gas-generator_cycle#/media/File:Gas_generator_rocket_cycle.svg)
- [15] Gas-generator cycle. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Gas-generator\\_cycle](https://en.wikipedia.org/wiki/Gas-generator_cycle)

- [16] Fuel-rich staged combustion cycle. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Staged\\_combustion\\_cycle#/media/File:Staged\\_combustion\\_rocket\\_cycle.svg](https://en.wikipedia.org/wiki/Staged_combustion_cycle#/media/File:Staged_combustion_rocket_cycle.svg)
- [17] Staged combustion cycle. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Staged\\_combustion\\_cycle](https://en.wikipedia.org/wiki/Staged_combustion_cycle)
- [18] Hybrid rocket engine. In: *Science Learning Hub – Pokapū Akoranga Pūtaiao* [online]. Hamilton: The University of Waikato Te Whare Wananga o Waikato, © 2007-2021 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://www.sciencelearn.org.nz/images/412-hybrid-rocket-engine>
- [19] Brief History of Rockets. NASA [online]. [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/TRC/Rockets/history\\_of\\_rockets.html](https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/TRC/Rockets/history_of_rockets.html)
- [20] *Early Rocketery* [online]. [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <http://abyss.uoregon.edu/~js/space/lectures/lec01.html>
- [21] Brief History of Rockets. In: NASA [online]. [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/TRC/Rockets/history\\_of\\_rockets.html](https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/TRC/Rockets/history_of_rockets.html)
- [22] Huolongchushui. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/Huolongchushui>
- [23] Chinese Multistage Rocket. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Huolongchushui#/media/File:Chinese\\_Multistage\\_Rocket.JPG](https://en.wikipedia.org/wiki/Huolongchushui#/media/File:Chinese_Multistage_Rocket.JPG)
- [24] KROULÍK, Jiří a Bedřich RŮŽIČKA. *Vojenské rakety*. 1. vyd. Praha: Naše vojsko, 1985.
- [25] Brief History of Rockets: Surface-Runnig Torpedo. In: NASA [online]. [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/TRC/Rockets/history\\_of\\_rockets.html](https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/TRC/Rockets/history_of_rockets.html)
- [26] *Baltimore in the Balance* [online]. [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://amhistory.si.edu/starspangledbanner/baltimore-in-the-balance.aspx>
- [27] Konstantin Eduardovič Ciolkovskij. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [https://sk.wikipedia.org/wiki/Konstantin\\_Eduardovi%C4%8D\\_Ciolkovskij](https://sk.wikipedia.org/wiki/Konstantin_Eduardovi%C4%8D_Ciolkovskij)
- [28] Robert Goddard. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [https://sk.wikipedia.org/wiki/Robert\\_Goddard](https://sk.wikipedia.org/wiki/Robert_Goddard)
- [29] Robert Goddard. *Wpi* [online]. Worcester: WORCESTER POLYTECHNIC INSTITUTE [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://www.wpi.edu/about/robertgoddard>
- [30] WHY EXPLORE SPACE?. *Meaus* [online]. 1996 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://www.meaus.com/whyExplore.html>
- [31] ORM-1 Rocket Engine. *Thngs* [online]. 2017 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://thngs.co/things/9214>

- [32] KUŽEL, Stanislav. Na křídlech do kosmu - 3. Space Shuttle kontra Buran. In: *Aeroweb.cz* [online]. [cit. 2021-04-17]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/clanky/3026-na-kridlech-do-kosmu-3-space-shuttle-kontra-buran>
- [33] ORM-52 Rocket Engine. *Thngs* [online]. 2017 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://thngs.co/things/9106>
- [34] RS-82. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://cs.wikipedia.org/wiki/RS-82>
- [35] A-4 stage. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/a-4stage.html>
- [36] Motor rakety V2. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [https://sk.wikipedia.org/wiki/V2\\_\(raketa\)#/media/S%C3%BAbor:V2\\_engine.jpg](https://sk.wikipedia.org/wiki/V2_(raketa)#/media/S%C3%BAbor:V2_engine.jpg)
- [37] Vergeltungswaffe-2 launch, 1945. In: *Tumblr* [online]. 2021 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://20th-century-man.tumblr.com/post/95770332177/vergeltungswaffe-2-launch-1945>
- [38] BMW 109-548 [online]. In: . [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://axis.classicwings.com/Luftwaffe/Engines/BMW%20109-548.jpg>
- [39] Walter HWK 109-500. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Walter\\_HWK\\_109-500](https://en.wikipedia.org/wiki/Walter_HWK_109-500)
- [40] R-1. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <http://astronautix.com/r/r-1.html>
- [41] RD-107. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <http://astronautix.com/r/rd-107.html>
- [42] RD-107. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/RD-107>
- [43] RD-107/108. *Engine.space* [online]. Chimki: NPO Energomash, 2021 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [http://engine.space/eng/dejatelnost/engines/rd-107-108/?sphrase\\_id=29271](http://engine.space/eng/dejatelnost/engines/rd-107-108/?sphrase_id=29271)
- [44] Raketa Vostok, Sojuz, Molnija. *MEK -Mala encyklopedie kosmonautiky* [online]. [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://mek.kosmo.cz/nosice/rusko/sojuz/index.htm>
- [45] RD-0109. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-0109.html>
- [46] RD-0109. In: *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-0109.html>
- [47] RD-0106. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-0106.html>
- [48] RD-0107. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-0107.html>
- [49] RD-0110. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-0110.html>
- [50] RD-0124. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-0124.html>



- [51] Rocket engine RD-0110. In: *Kasadoo* [online]. KASADOO, 2021 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://kasadoo.com/album/europe/russia/saint-petersburg/rocket-engine-rd-0110#imgAlbum>
- [52] RD-0124. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/RD-0124>
- [53] Kubánska raketová kríza. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [https://sk.wikipedia.org/wiki/Kub%C3%A1nska\\_raketov%C3%A1\\_kr%C3%ADza](https://sk.wikipedia.org/wiki/Kub%C3%A1nska_raketov%C3%A1_kr%C3%ADza)
- [54] R-12. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: <http://astronautix.com/r/r-12.html>
- [55] R-14. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://astronautix.com/r/r-14.html>
- [56] RD-211. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-04-5]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-211.html>
- [57] RD-214. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-04-5]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-214.html>
- [58] RD-215. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-04-5]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-215.html>
- [59] RD-216. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-04-5]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-216.html>
- [60] *Rocket engine RD-214* [online]. In: . [cit. 2021-04-5]. Dostupné z: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Rocket\\_engine\\_RD-214.JPG](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Rocket_engine_RD-214.JPG)
- [61] *Propulsion Kosmos 3 & 3M* [online]. In: . [cit. 2021-04-5]. Dostupné z: [http://www.b14643.de/Spacerockets\\_1/East\\_Europe\\_3/Kosmos\\_3/Propulsion/engines.htm](http://www.b14643.de/Spacerockets_1/East_Europe_3/Kosmos_3/Propulsion/engines.htm)
- [62] RŮŽIČKA, Bedřich a Lubomír POPELÍNSKÝ. *Rakety a kosmodromy*. 1. vyd. Praha: Naše vojsko, 1986.
- [63] RD-109. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-109.html>
- [64] RD-119. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-119.html>
- [65] 11D49. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/1/11d49.html>
- [66] Kosmos (rocket family). In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Kosmos\\_\(rocket\\_family\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Kosmos_(rocket_family))
- [67] Proton. *Gunter's Space Page* [online]. c 1996-2021 [cit. 2021-04-8]. Dostupné z: [https://space.skyrocket.de/doc\\_lau/proton.htm](https://space.skyrocket.de/doc_lau/proton.htm)
- [68] RD-253-11D48. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-04-8]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-253-11d48.html>
- [69] RD-275. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-04-8]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-275.html>
- [70] RD-253. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-04-8]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/RD-253>

- [71] RD-0210. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-04-8]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-0210.html>
- [72] RD-0211. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-04-8]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-0211.html>
- [73] RD-0212. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-04-8]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-0212.html>
- [74] Mockup rocket motor RD-275 Salon du Bourget 2013. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/RD-253#/media/File:Mockup\\_rocket\\_motor\\_RD-275\\_Salon\\_du\\_Bourget\\_2013\\_DSC\\_0062.jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/RD-253#/media/File:Mockup_rocket_motor_RD-275_Salon_du_Bourget_2013_DSC_0062.jpg)
- [75] RD-0210. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-04-8]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/RD-0210>
- [76] The RD-0212 engine. In: *RussianSpaceWeb* [online]. [cit. 2021-04-8]. Dostupné z: <http://www.russianspaceweb.com/rd0212.html>
- [77] Proton (nosná raketa). In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://sk.wikipedia.org/wiki/Proton\\_\(nosn%C3%A1\\_raketa\)](https://sk.wikipedia.org/wiki/Proton_(nosn%C3%A1_raketa))
- [78] RD-171. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-04-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-171.html>
- [79] RD-120. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-04-17]. Dostupné z: <http://astronautix.com/r/rd-120.html>
- [80] RD-8. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-04-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-8.html>
- [81] RD-0120. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-04-17]. Dostupné z: <http://astronautix.com/r/rd-0120.html>
- [82] The RD-191 engine. *RussianSpaceWeb* [online]. [cit. 2021-04-17]. Dostupné z: <http://www.russianspaceweb.com/rd191.html>
- [83] RD-191. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-04-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-191.html>
- [84] RD-701. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-701.html>
- [85] Hiroc. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-7]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/h/hiroc.html>
- [86] Vanguard. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-7]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/v/vanguard.html>
- [87] XLR50. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-7]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/XLR50>
- [88] X-405. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-7]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/x/x-405.html>
- [89] AJ10-118. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-19]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/aj10-118.html>

- [90] Hydyne. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-7]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/Hydyne>
- [91] SLAVKOVSKÝ, Samuel. 2. Kozmická Strojovňa – rakety 50. rokov. *Kosmonautix.cz* [online]. 2021 [cit. 2021-05-7]. Dostupné z: <https://kosmonautix.cz/2013/01/2-kozmiccka-strojovna-rakety-50-rokov/>
- [92] A-6. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-7]. Dostupné z: <http://astronautix.com/a/a-6.html>
- [93] A-7. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-7]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/a-7.html>
- [94] Juno II. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-7]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/j/junoii.html>
- [95] S-3. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/s/s-3.html>
- [96] S-3. In: *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-7]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/s/s-3.html>
- [97] REDSTONE ROCKET ENGINES (A-6 AND A-7) [online]. In: . [cit. 2021-05-7]. Dostupné z: <http://heroicrelics.org/info/redstone/redstone-engines.html>
- [98] LR79-7. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/l/lr79-7.html>
- [99] MB-3-1. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/m/mb-3-1.html>
- [100] Thor Ablestar. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/t/thorablestar.html>
- [101] XLR81. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/XLR81>
- [102] AJ10-101. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/aj10-101.html>
- [103] AJ10-104. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/aj10-104.html>
- [104] Bell 8048. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/b/bell8048.html>
- [105] Bell 8096. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/b/bell8096.html>
- [106] RS-68. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rs-68.html>
- [107] RL-10B-2. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rl-10b-2.html>
- [108] RS-68. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/RS-68#Variants>
- [109] RL-10B-2. In: *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rl-10b-2.html>
- [110] Atlas D. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/atlasd.html>

- [111] XLR89-5. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/x/xlr89-5.html>
- [112] XLR105-5. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/x/xlr105-5.html>
- [113] RL-10. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rl-10.html>
- [114] Atlas II. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/atlasii.html>
- [115] RS-56-OBA. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rs-56-oba.html>
- [116] RS-56-OSA. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rs-56-osa.html>
- [117] RL-10A-3A. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rl-10a-3a.html>
- [118] R-4D. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/r-4d.html>
- [119] *Variants of the "stage and a half" drive system (MA) of the Atlas rocket* [online]. [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [http://www.b14643.de/Spacerockets/Specials/Atlas\\_MA-drive-system/index.htm](http://www.b14643.de/Spacerockets/Specials/Atlas_MA-drive-system/index.htm)
- [120] RL10. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/RL10>
- [121] Atlas V. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/atlasv.html>
- [122] AJ-60A. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/AJ-60A>
- [123] Graphite-Epoxy Motor. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Graphite-Epoxy\\_Motor](https://en.wikipedia.org/wiki/Graphite-Epoxy_Motor)
- [124] RD-180. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-180.html>
- [125] RL-10A-4-2. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rl-10a-4-2.html>
- [126] Titan I. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://astronautix.com/t/titani.html>
- [127] LR87-3. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://astronautix.com/l/lr87-3.html>
- [128] LR91-3. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://astronautix.com/l/lr91-3.html>
- [129] Aerozine 50. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Aerozine\\_50](https://en.wikipedia.org/wiki/Aerozine_50)
- [130] Titan II. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/t/titanii.html>
- [131] LR87-5. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/l/lr87-5.html>

- [132] LR91-5. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/l/lr91-5.html>
- [133] LR87-7. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/l/lr87-7.html>
- [134] LR91-7. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/l/lr91-7.html>
- [135] Titan 4. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://astronautix.com/t/titan4.html>
- [136] Polybutadiene acrylonitrile. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Polybutadiene\\_acrylonitrile](https://en.wikipedia.org/wiki/Polybutadiene_acrylonitrile)
- [137] UA1207. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://astronautix.com/u/ua1207.html>
- [138] LR87-11. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://astronautix.com/l/lr87-11.html>
- [139] LR91-11. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://astronautix.com/l/lr91-11.html>
- [140] Titan Missiles and Rockets. *Historic Spacecraft* [online]. 2020 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://historicspacecraft.com/Rockets\\_Titan.html](https://historicspacecraft.com/Rockets_Titan.html)
- [141] Saturn V. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Saturn\\_V](https://en.wikipedia.org/wiki/Saturn_V)
- [142] Apollo 11. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Apollo\\_11](https://en.wikipedia.org/wiki/Apollo_11)
- [143] F-1. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/f/f-1.html>
- [144] J-2. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/j/j-2.html>
- [145] S-IC engines and Von Braun. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/File:S-IC\\_engines\\_and\\_Von\\_Braun.jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/File:S-IC_engines_and_Von_Braun.jpg)
- [146] J-2. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://sk.wikipedia.org/wiki/J-2>
- [147] Space Shuttle. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/s/spaceshuttle.html>
- [148] SRB. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/s/srb.html>
- [149] SSME. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/s/ssme.html>
- [150] Space Shuttle Main Engine. In: *Propulsion Web Page* [online]. 1998 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://engineering.purdue.edu/~propulsi/propulsion/rockets/liquids/ssme.html>
- [151] ANDREI, Mihai. NASA to announce home of retiring space ships. In: *ZME Science* [online]. [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://www.zmescience.com/space/space-ships-retired-11042011/>

- [152] OME. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://astronautix.com/o/ome.html>
- [153] Diamant A. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/d/diamanta.html>
- [154] Vexin B. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/v/vexinb.html>
- [155] Topaze. *Encyclopedia Astronautica* [online]. [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://astronautix.com/t/topaze.html>
- [156] Vexin C. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/v/vexinc.html>
- [157] P6. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/p/p6.html>
- [158] Ariane 1. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Ariane\\_1](https://en.wikipedia.org/wiki/Ariane_1)
- [159] Viking 2. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/v/viking2.html>
- [160] Viking 4. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/v/viking4.html>
- [161] HM7-A. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/h/hm7-a.html>
- [162] Mage 1. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/m/mage1.html>
- [163] Ariane 4. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/ariane4.html>
- [164] Viking 5C. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/v/viking5c.html>
- [165] Ariane 4-0 P9.5 SPB. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/ariane4-0p95spb.html>
- [166] Viking 2B. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/v/viking2b.html>
- [167] Viking 4B. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/v/viking4b.html>
- [168] HM7-B. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/h/hm7-b.html>
- [169] Ariane 5ECA. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/ariane5eca.html>
- [170] Boosters (EAP). *ESA* [online]. [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [http://www.esa.int/Enabling\\_Support/Space\\_Transportation/Launch\\_vehicles/Boosters\\_EAP](http://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Launch_vehicles/Boosters_EAP)
- [171] Vulcain (rocket engine). In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Vulcain\\_\(rocket\\_engine\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Vulcain_(rocket_engine))
- [172] HM7B. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/HM7B>

- [173] Ariane 5-0 P241. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/ariane5-0p241.html>
- [174] Vulcain. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://astronautix.com/v/vulcain.html>
- [175] Vulcain 2. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/v/vulcain2.html>
- [176] Raketa Lambda. *MEK -Mala encyklopedie kosmonautiky* [online]. [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://mek.kosmo.cz/nosice/ostatni/lambda/index.htm>
- [177] Raketa M (Mí). *MEK -Mala encyklopedie kosmonautiky* [online]. [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://mek.kosmo.cz/nosice/ostatni/mi/index.htm>
- [178] Raketa N. *MEK -Mala encyklopedie kosmonautiky* [online]. [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://mek.kosmo.cz/nosice/ostatni/n/index.htm>
- [179] MB-3-3. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/m/mb-3-3.html>
- [180] LE-3. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/l/le-3.html>
- [181] AJ10-118F. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/aj10-118f.html>
- [182] Castor 2. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/c/castor2.html>
- [183] H-1. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/h/h-1.html>
- [184] LE-5. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/l/le-5.html>
- [185] H-1-3. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/h/h-1-3.html>
- [186] H-II. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://astronautix.com/h/h-ii.html>
- [187] H-2-0. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/h/h-2-0.html>
- [188] LE-7. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/l/le-7.html>
- [189] LE-5A. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/l/le-5a.html>
- [190] LE-5B engine. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/l/le-5bengine.html>
- [191] Expander cycle: Expander bleed cycle (open cycle). In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Expander\\_cycle#Expander\\_Bleed\\_Cycle](https://en.wikipedia.org/wiki/Expander_cycle#Expander_Bleed_Cycle)
- [192] LE-7A. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/l/le-7a.html>
- [193] LE-7. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/LE-7#LE-7A>



- [194] LE-5. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/LE-5>
- [195] Raketa SLV, PSLV, GSLV. *MEK -Mala encyklopedie kosmonautiky* [online]. [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://mek.kosmo.cz/nosice/ostatni/slv/index.htm>
- [196] RD-56M. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-56m.html>
- [197] CE-7.5. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/CE-7.5>
- [198] CE-20. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/CE-20>
- [199] DF-1. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/d/df-1.html>
- [200] DF-2. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/d/df-2.html>
- [201] Chang Zheng 1. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/c/changzheng1.html>
- [202] YF-2A. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/y/yf-2a.html>
- [203] GF-02. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/g/gf-02.html>
- [204] Chang Zheng 2. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/c/changzheng2.html>
- [205] Chang Zheng 2F. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/c/changzheng2f.html>
- [206] Chang Zheng 3. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/c/changzheng3.html>
- [207] Chang Zheng 3C. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/c/changzheng3c.html>
- [208] Chang Zheng 4. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/c/changzheng4.html>
- [209] YF-20A. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/y/yf-20a.html>
- [210] YF-20B. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/y/yf-20b.html>
- [211] YF-22/23. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/y/yf-2223.html>
- [212] YF-25/23. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/y/yf-2523.html>
- [213] YF-73. *Encyclopedia Astronautica* [online]. [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/y/yf-73.html>
- [214] YF-75. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/y/yf-75.html>
- [215] YF-40. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/y/yf-40.html>

- [216] CZ-5 (Chang Zheng-5). *Gunter's Space Page* [online]. c 1996-2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://space.skyrocket.de/doc\\_lau/cz-5.htm](https://space.skyrocket.de/doc_lau/cz-5.htm)
- [217] YF-100. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/YF-100>
- [218] YF-77. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/YF-77>
- [219] YF-75D. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/YF-75D>
- [220] YF-115. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/YF-115>
- [221] YF-100K high thrust post-pump gimbal liquid oxygen kerosene engine. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/YF-100#/media/File:CASC\\_YF-100K\\_rocket\\_engine.jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/YF-100#/media/File:CASC_YF-100K_rocket_engine.jpg)
- [222] China Progresses Toward Long March 5 Return to Flight via YF-77 Engine Testing. In: *Spaceflight101* [online]. 2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://spaceflight101.com/long-march-5-shijian-18/china-progresses-toward-long-march-5-return-to-flight-via-yf-77-engine-testing/>
- [223] *Why does the YF-75D nozzle have such a strong spiral pattern?* [online]. [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://space.stackexchange.com/questions/18944/why-does-the-yf-75d-nozzle-have-such-a-strong-spiral-pattern>
- [224] SpaceX. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://sk.wikipedia.org/wiki/SpaceX>
- [225] SpaceX Merlin. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX\\_Merlin](https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX_Merlin)
- [226] *Evolution of the SpaceX Merlin-1 engine* [online]. [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [http://www.b14643.de/Spacerockets\\_2/United\\_States\\_1/Falcon-9/Merlin/index.htm](http://www.b14643.de/Spacerockets_2/United_States_1/Falcon-9/Merlin/index.htm)
- [227] Merlin 1D vs MVac (SpaceX) 1 (c). In: *Teslarati* [online]. [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://www.teslarati.com/spacex-starship-first-orbital-rocket-engine-test/merlin-1d-vs-mvac-spacex-1-c/>
- [228] Staged combustion cycle: Variants. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-18]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Staged\\_combustion\\_cycle](https://en.wikipedia.org/wiki/Staged_combustion_cycle)
- [229] SpaceX Raptor. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX\\_Raptor](https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX_Raptor)
- [230] Starship: Raptor. *SpaceX* [online]. 2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://www.spacex.com/vehicles/starship/>
- [231] Raptor (raketový motor). In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Raptor\\_\(raketov%C3%BD\\_motor\)](https://cs.wikipedia.org/wiki/Raptor_(raketov%C3%BD_motor))

- [232] Blue Origin: Rocket engines. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Blue\\_Origin#Rocket\\_engines](https://en.wikipedia.org/wiki/Blue_Origin#Rocket_engines)
- [233] ROCKET ENGINES DESIGNED FOR REUSE: Development History. *Blue Origin* [online]. 2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://www.blueorigin.com/engines/>
- [234] MAKING HISTORY: Designed For First Stage Applications. *Blue Origin* [online]. © 2007-2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://www.blueorigin.com/engines/be-3>
- [235] MAKING HISTORY. In: *Blue Origin* [online]. © 2007-2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://www.blueorigin.com/engines/be-3>
- [236] AMERICA'S NEXT ROCKET ENGINE: BE-4 Engine. *Blue Origin* [online]. 2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://www.blueorigin.com/engines/be-4>
- [237] BLUE MOON'S ENGINE: BE-7. *Blue Origin* [online]. © 2007-2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://www.blueorigin.com/engines/be-7>
- [238] AMERICA'S NEXT ROCKET ENGINE. In: *Blue Origin* [online]. © 2007-2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://www.blueorigin.com/engines/be-4>
- [239] Rocket Lab. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Rocket\\_Lab](https://en.wikipedia.org/wiki/Rocket_Lab)
- [240] ELECTRON. *Rocketlabusa* [online]. Long Beach: ROCKET LAB, 2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://www.rocketlabusa.com/rockets/electron/>
- [241] NEUTRON. *Rocketlabusa* [online]. Long Beach: ROCKET LAB, 2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://www.rocketlabusa.com/rockets/neutron/>
- [242] Rutherford (rocket engine). In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Rutherford\\_\(rocket\\_engine\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Rutherford_(rocket_engine))
- [243] Electric-pump-fed engine. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Electric-pump-fed\\_engine](https://en.wikipedia.org/wiki/Electric-pump-fed_engine)
- [244] Raketové motory typu aerospike nejsou zapomenuty. *MEK -Mala encyklopedie kosmonautiky* [online]. [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://mek.kosmo.cz/zaklady/rakety/aerospik.htm>
- [245] XRS-2200. *Encyclopedia Astronautica* [online]. c 1997-2019 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/x/xrs-2200.html>
- [246] LAS Features. *Arcaspace* [online]. Ramnicu Valcea: ARCA SPACE, 2020 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://www.arcaspace.com/en/LAS/features.htm>
- [247] Aerospike engine. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Aerospike\\_engine](https://en.wikipedia.org/wiki/Aerospike_engine)
- [248] Iontový motor. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Iontov%C3%BD\\_motor#Typy\\_iontov%C3%BDch\\_motor%C5%AF](https://cs.wikipedia.org/wiki/Iontov%C3%BD_motor#Typy_iontov%C3%BDch_motor%C5%AF)
- [249] Ion thruster. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Ion\\_thruster](https://en.wikipedia.org/wiki/Ion_thruster)

- [250] Jaderné raketové motory. *MEK -Mala encyklopedie kosmonautiky* [online]. [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://mek.kosmo.cz/zaklady/rakety/jrm.htm>
- [251] Stručná historie jaderných raketových motorů. *MEK -Mala encyklopedie kosmonautiky* [online]. [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://mek.kosmo.cz/zaklady/rakety/jrm1.htm>
- [252] HODAL, Peter. Cestovanie vesmírom na jadrový pohon? Práca na revolučnej kozmickej lodi raketovo napreduje, armáda USA už vybrala 3 firmy na testovanie. *Fontech.startitup* [online]. 2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://fontech.startitup.sk/cestovanie-vesmirom-na-jadrovvy-pohon-praca-na-revolucnej-kozmickej-lodi-raketovo-napreduje-armada-usa-uz-vybrala-3-firmy-na-testovanie/?fbclid=IwAR1oPW0kiOHdcZZl2Oy-GJIIBIPCvQuMH9XLALCYgzjdBOH9WqPLpluXN8k>
- [253] IKAROS. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/IKAROS>